



Lehrstuhl für Luftfahrttechnik
Technische Universität München

Workshop

DGLR-Fachbereich S2 Luftfahrtsysteme

Bewertung von Flugzeugen

DOC, LCC, Kommunalität, Reichweitenflexibilität –
Wie lautet die neue Formel der Flugzeugbewertung?

Tagungsband

TU München, Fakultät Maschinenwesen
Garching, 26./27. Oktober 1998

DGLR-Bericht 1998-10

ISBN ? (print)

ISSN 0178-6326

CC BY-NC-SA 4.0

<https://doi.org/10.48441/4427.2726>

Herausgeber / Editor:

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Herausgeber:

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Obetth e.V.
Fachbereich S2 Luftfahrtsysteme

Organisation:

Lehrstuhl für Luftfahrttechnik
Technische Universität München
Prof. Dr.-Ing. Dieter Schmitt

Anschrift:

Boltzmannstraße 15
D – 85 747 Garthing
Tel.: (089) 289 15981
Fax.: (089) 289 15982
Andreas.Strohmayer@lft.mw.tu-muenchen.de

Bewertung von Flugzeugen

DOC, LCC, Kommunalität, Reichweitenflexibilität –
Wie lautet die neue Formel der Flugzeugbewertung?

Inhalt

DIETER SCHMITT, TU München
Vorwort

FRANK MELLER, PETER JOST, DASA Airbus, Hamburg
Key buying factors and added value – a new approach to aircraft evaluation

HANSPETER GFELL, Fairchild/Dornier, Wessling
Bewertung von Regionalflugzeugen bei Fairchild/Dornier

HANS-GUSTAV NÜSSER, DIETER WILKEN, DLR, Köln
A Method of Evaluating Civil Aircraft Market Adequacy

HANS SCHNIEDER, DASA Airbus, Hamburg
Methode zur Bewertung von Projekten und Technologien

DIETER SCHOLZ, Applied Science, Neu Wulmstorf
DOCsys – eine Methode zur Bewertung von Flugzeugsystemen

HALUK TAYSI, DASA Airbus, Bremen
Flugzeugbewertung in der Zeit der Allianzen, der Mega-Verkäufe und des Herstellerduopols

JÜRGEN THORBECK, Deutsche Lufthansa, Hamburg
Flugzeugbewertung in einer Luftverkehrsgesellschaft

LUDWIG ERLEBACH, MTU, München
Kriterien für die Auswahl moderner Flugzeuge

MARTIN KRAUS, DASA – MT52, Ottobrunn
Kommunalitätsaspekte bei Hochleistungsflugzeugen

GEORGES BRIDEL, DASA – M, Ottobrunn
A T2000 Cost Aspects (ohne schriftliche Ausarbeitung)

FRANZ BUCKL, MTU, München
*Die neue Generation von Luftstrahltriebwerken – Potentiale & Anwendung
(ohne schriftliche Ausarbeitung)*

MANFRED KLOSTER, FH München
Die Bewertung künftiger Überschall-Verkehrsflugzeuge (SST) mittels des Schallknall-Kriteriums

HANFRIED SCHLINGLOFF, FH Regensburg
Das Volksflugzeug: Vision oder Spinnerei?

Der Tagungsband im WWW

DIETER SCHMITT, TU München

Vorwort



Sehr geehrte Damen und Herren,

der DGLR-Fachbereich S2 Starrflügelsysteme möchte mit diesem vorliegenden Band die Ausführungen der Referenten des Workshops „Flugzeugbewertung“, der am 26. und 27. Oktober 1998 in München stattfand, in einem Band dokumentieren. Mit dem Thema „Flugzeugbewertung“ wollten wir bewußt ein schwieriges und sehr unterschiedlich behandeltes Thema aufgreifen.

Bisher galt die Methode der „direkten Betriebskosten“ – im Englischen unter der Bezeichnung „Direct Operating Cost“ als DOC abgekürzt – als die beste Vergleichsmethode zur Bewertung von Flugzeugen. Aber in den letzten Jahren sind auch viele neue Faktoren hinzugekommen, die nicht in den DOC erfaßt sind, aber für Hersteller und Kunden als wichtige Verkaufsargumente dargelegt werden. Dazu zählen die Begriffe Reichweitenflexibilität, Familienkonzept, Komfort, Lärmemissionen und Cockpit-Kommunalität. Es gibt aber nur wenige Anhaltspunkte, wie diese Begriffe bewertet werden können und wie sie als Zusatzfaktoren in eine neue Bewertungsmethodik einfließen sollen.

Der harte Wettbewerb unter den großen Fluggesellschaften, die Zusammenschließung zu globalen Luftverkehrsgruppierungen wie der Star Alliance¹ zeigt, daß die Branche einen Wandel durchläuft. Flugzeuge werden nicht mehr gekauft, sondern geleast, die Klassenstrukturen werden von Jahr zu Jahr geändert, um neue Attraktivität und Marktanteile zu ergattern, neue äußere Flugzeugbemalungen und veränderliche Kabinenaufteilungen sind an der Tagesordnung.

Der Workshop soll hier helfen, die verschiedenen Beteiligten am Luftverkehr zu Wort kommen zu lassen und ihre Sichtweise darzulegen. Auf nationaler Ebene will die DGLR mit einem solchen Workshop die verschiedenen Sichtweisen der unterschiedlichen Partner aufzeigen, den Beteiligten aus Industrie, Forschung und Hochschule ein Forum zum Meinungsaustausch bieten und zum besseren Verständnis der zunehmend komplexer werdenden Situation beitragen. In diesem Sinne ist dieser Band eine Dokumentation der vorgetragenen Beiträge des Workshops und mag auch für andere Interessenten an diesem Themenbereich eine nützliche Informationsquelle bieten.



Dieter Schmitt

FRANK MELLER, PETER JOST, DASA Airbus, Hamburg
***Key buying factors and added value – a new approach to
aircraft evaluation***

KEY BUYING FACTORS AND ADDED VALUE - A NEW APPROACH TO AIRCRAFT EVALUATION

F. Meller, P. Jost
Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
Kreetslag 10, 21129 Hamburg

1. ABSTRACT

The aircraft industry in the coming years will produce airliners of different categories for a constantly growing market. Despite this apparently advantageous position it seems increasingly difficult to design new products and new technologies which promise the same rate of economic improvements the customers enjoyed in the past. Projects being developed today will no longer achieve the level of cost savings which were experienced between previous aircraft generations. By realizing this, the analysis of the future market driven aircraft requirements becomes increasingly important. The identification of the Key Buying Factors (FIG. 1-1) shows that in addition to economy also aspects like performance, operating flexibility, commonality, comfort, noise and emission as well as the integration of the aircraft into the air transport infrastructure are of growing importance for its competitive positioning.

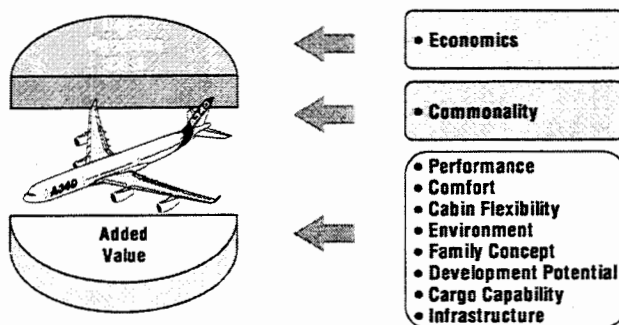


FIG. 1-1: Key Buying Factors

Daimler-Benz Aerospace Airbus involvement in the definition of new civil aircraft projects led to the identification and valuation of such Key Buying Factors [1], [3], [6] not included in the 'classic' DOC formulae.

2. OPERATING ENVIRONMENT

2.1 The Problem

Increasing demand for air travel growing on average by more than 4% per year, supported by continuously declining ticket prices, has converted air transportation from an previous luxury good into a commodity accessible to the broad public. This development forces the airlines to focus on a permanent adjustment to the market requirements by a variety of competitive supplies and service. The competitiveness of the airlines depends to a large degree on how well their aircraft fleets correspond to the demand of the operating environment in the coming decades. Competing aircraft of similar size are often perceived by the airlines as providing comparable levels of technology and therefore no longer offer distinct advantages in direct operating cost (DOC). By applying 'classic' DOC comparisons as the only yardstick in an aircraft evaluation, manufacturers run the risk of designing aircraft types and capacities not fully suited to long term transportation needs.

2.2 The decision process of an airline

A multitude of criteria influences an airline's selection of new aircraft. Whereas economic considerations (purchase price, operating costs) are still leading parameters, operators base their purchase decisions more and more on competitive and operational reasons. However, any rational decision can be overcome by 'unquantifiable' elements which do not relate to the quality and configuration of the aircraft. 'Unquantifiables' are for instance manufacturer's image, quality of product support, personal and political relationships. Very often such considerations are also decisive in concluding a contract (FIG. 2-1).

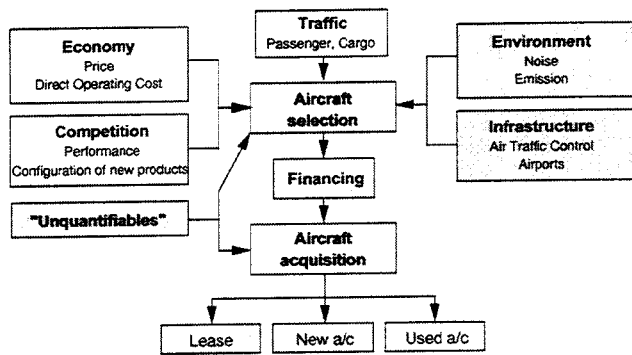


FIG. 2-1: Typical airline decision process

The decision-making process within an airline for the purchase of a new product is influenced by many individuals within the entire organization. The concept of a new product has to provide a superior value to the decision makers in the airline. Here it becomes clear that the ideal airplane, suiting all requirements and expectations, does not exist. A purchase decision is, similarly to the design objectives of the manufacturer, at best a compromise between diverging interests (FIG. 2-2).

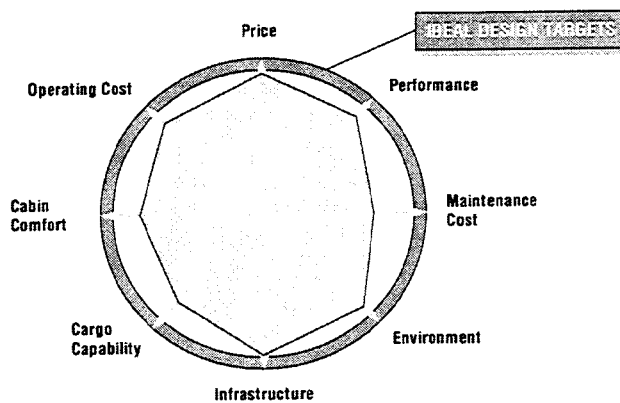


FIG. 2-2: „Table cloth“ syndrome

2.3 Key Buying Factors

Airline surveys and analyses of sales campaigns indicate that on average roughly 60% of an airline's decision for equipment are made on the basis of merits of the aircraft, the remaining 40% on items related to the manufacturer [2], [3].

For the purpose of aircraft comparison and evaluation, **only aircraft related Key Buying Factors will be considered** in the following, such as

- Economics - Direct Operating Cost (DOC)
- Commonality - operational commonality¹
- Added Values - aircraft performance
- cabin comfort
- environmental aspects
- family concept
- infrastructure compatibility

These 'Key Buying Factors', the combination of DOC, commonality and Added Value determine the competitiveness of an aircraft and play a major role in the decision process of an airline. The selection of these factors is a result of contacts with the marketplace as well as an inquiry [1] amongst 106 passenger carrying airlines, operating approximately 80% of today's world jet fleet. Particular attention has been given to **criteria which will dominate the airline market in the coming decade**. FIG. 2-3 indicates that on a global average more than 50% of an airline's decision is determined by factors other than economics and commonality. In the future the relative importance of these Added Value Factors in an aircraft selection process is expected to increase further. However, the relative significance of the criteria varies quite substantially from region-to-region and airline-to-airline.

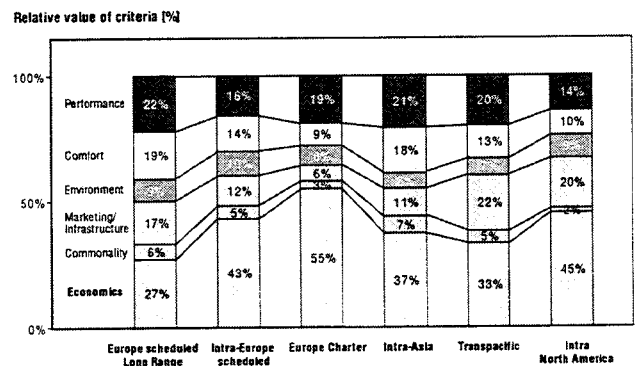


FIG. 2-3: Importance of future Key Buying Factors

3. GENERAL APPROACH

3.1 Elements of Evaluation

In order to structure the evaluation and to implement a systematic approach for comparison, the assessment of an aircraft's competitiveness is conducted in three steps (FIG. 3-1):

¹ Operational commonality = cockpit commonality/Cross Crew Qualification (CCQ) and Mixed Fleet Flying (MFF) is considered as the main effect of commonality

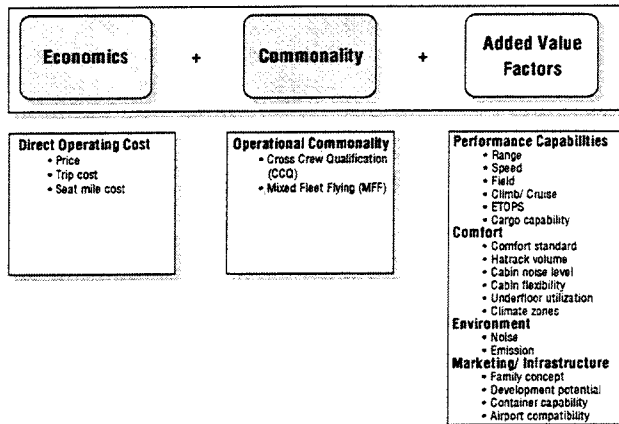


FIG. 3-1: Elements for aircraft evaluation

- Step 1: Economic comparison by applying established DOC formulae
- Step 2: Commonality effects on the basis of future fleet combination forecasts
- Step 3: Added Value quantification for analyses of Key Buying factors

Whereas DOC and commonality directly measure an aircraft's quality in terms of economic value, a complementary approach has been established to compare and quantify the Added Value Factors.

3.2 Value and Price

Irrespective of the methods and comparisons explained hereafter, the value of an aircraft is, however, not directly related to the price which a manufacturer hopes to achieve on the market. In any aircraft transaction realized market prices (FIG. 3-2) are influenced by considerations like:

- Objectives of competing manufacturers
- Mission requirements
- Market power of large airlines and mega-lessors
- Availability of surplus aircraft
- Cost of used aircraft
- Replacement aircraft versus growth aircraft
- Level of regulation
- Financial condition of airline industry

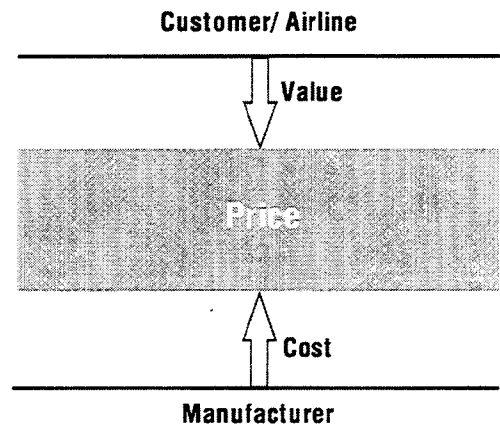


FIG. 3-2: Value versus price

3.3 Direct Operating Cost (DOC)

The 'classic' assessment of an aircraft's economic efficiency, measured through the Direct Operating Cost [7] per seat or per trip, focuses on cost elements for financing the aircraft plus insurance and components for operating like fuel, maintenance, crew cost and fees (FIG. 3-3).

Ownership Costs:	Depreciation Interest Insurance
Cash Direct Operating Expenses:	Fuel Landing Fees Navigation Charges
Crew Costs:	Flight Crew Costs Cabin Crew Costs
Maintenance:	Airframe Engine Maintenance Burden

FIG. 3-3: DOC components

The given example (FIG. 3-4) shows neutral comparisons not directly related to a particular manufacturer or aircraft type.

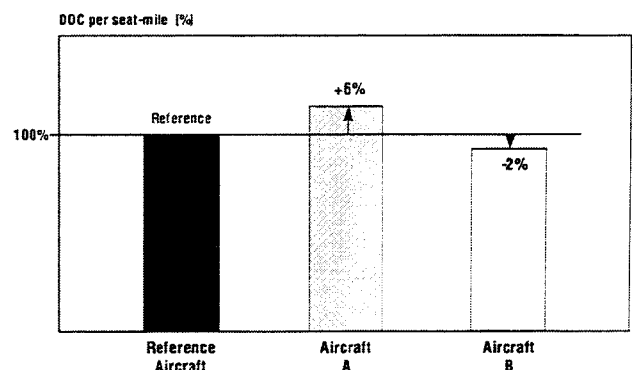


FIG. 3-4: 'Standard' DOC comparison
A reference aircraft operates in an airline's fleet; it

produces relative DOC of 100%. The reference aircraft may also represent a set of theoretical requirements against which alternative proposals can be measured.

Aircraft A and B indicate alternative solutions to replace or complement the reference aircraft. Alternative aircraft A produces DOC 6% higher, aircraft B 2% below the reference.

3.4 Commonality effects

Main effects of commonality can be calculated from spares, maintenance and operational savings [8], [9]. The amount of dollar savings per year can be directly translated into a corresponding DOC benefit. Advantages of commonality are most noticeable in small and medium size fleets (FIG. 3-5).

Commonality advantage [% DOC relative to A/C Type A]

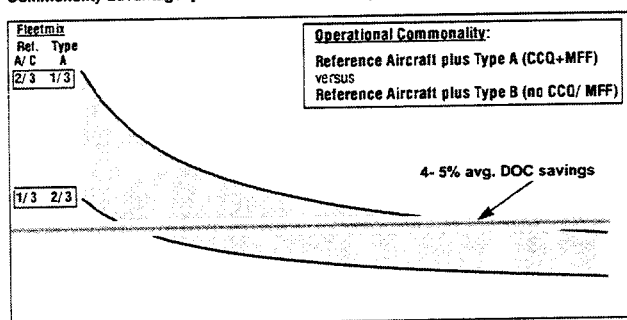


FIG. 3-5: Commonality effect versus fleet size

In the given example aircraft type A shows **operational commonality** with the reference aircraft, already in the airline's fleet. Type B does not offer these advantages. Depending on the projected fleet mix, an average DOC advantage of type A over type B in the order of 4-5% can be demonstrated, consequently improving the competitiveness of aircraft type A (FIG. 3-6). The DOC of type B remain unaffected since it offers no commonality benefits with the reference aircraft.

DOC per seat-mile [%]

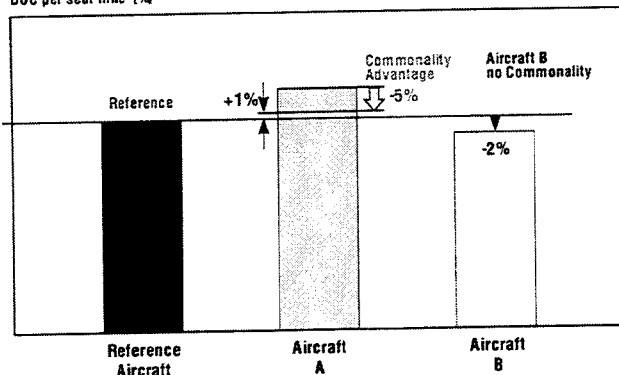


FIG. 3-6 Commonality effect on DOC

3.5 Added Value

The list of decision parameters consists of different weightings for each individual airline or group of operators when conducting an aircraft evaluation. As an example weight factors are applied reflecting typical intra-European scheduled operations (see FIG. 2-3). The average European airline [4] selects an aircraft by 48% on the grounds of economics and commonality, the remaining 52% of the decision consist of Added Value Factors. (FIG. 3-7).

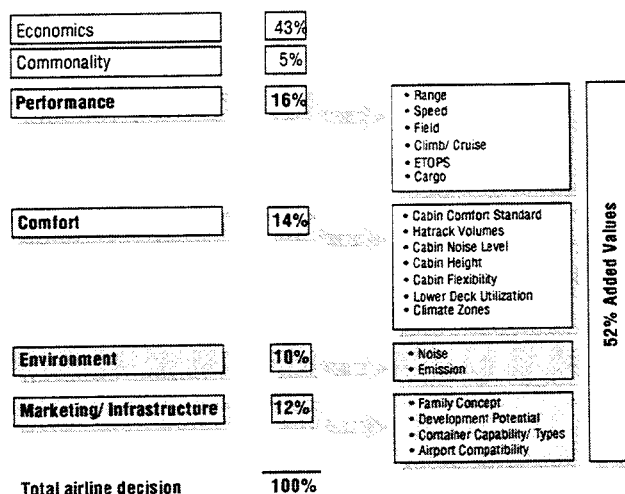


FIG. 3-7: Added Value Factors, reflecting typical intra-European scheduled operation

All items considered for the **Added Value comparisons have to be directly aircraft related, measurable parameters** and exclude personal opinions and feelings. It is assumed as a prerequisite that all competing aircraft in a decision process fulfill basic airlines' requirements. Each criterion may be a no-go item, if one aircraft offers capabilities largely below those of the competitive product.

To illustrate a comparison between different aircraft types the category **performance** has been broken down into 7 single items (FIG. 3-8).

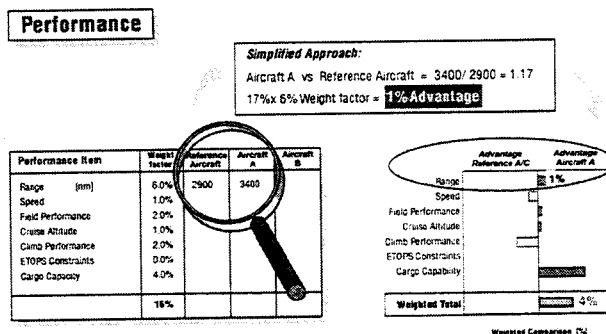


FIG. 3-8: Added Value comparison, example for performance category

In the given example aircraft A has a range

capability 17% higher than the reference aircraft. Since range contributes with 6% to the overall decision, the Added Value of type A's higher range turns out to be a 1% advantage. It should be noted, however, that the items shown here cannot all be appraised by following the same arithmetic approach outlined in the given example. Certain values of aircraft characteristics are compared differently by applying other than just linear relationships.

As can be seen aircraft A, compared to the reference aircraft, in total shows a 4% advantage as a result of

- slight advantages in range capability
- considerable advantages in cargo capacity
- slight shortcomings in speed/climb performance
- almost equal characteristics in cruise altitude and field performance

Calculations for the remaining Added Value categories (comfort, environment, marketing / infrastructure) are conducted likewise:

Comfort aspects include only those **design features which can be influenced by the manufacturer**. Layouts and seat configurations which impact the perception of comfort by the passengers, depend on the policies of the operator. Main comfort criteria used for aircraft evaluation can be summarized as shown below (FIG. 3-9 and 3-10):

Comparison of Comfort Standard

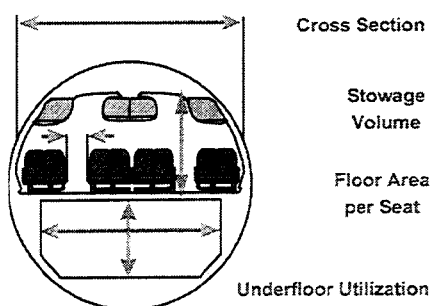


FIG. 3-9: Comparison of comfort standard

Cabin flexibility

Galley and lavatory locations and designations



Individual Climate Control Zones

Cabin Noise Level

FIG. 3-10: Cabin features comparison

Environmental criteria consist of noise and emission. Noise regulations are focused on current Stage III levels for approach, sideline and take-off noise; emissions are measured with the help of defined landing and take-off cycles (LTO). Each aircraft which offers further environmental advantages, provides the airline with an additional value, especially in view of future tightening of the rules. Future regulations may also include in-flight emissions and might change considerably the fuel related cost as part of the DOC.

The **Marketing/Infrastructure** category consists of following elements:

- Family concept - Different aircraft sizes offered
- Number of engine candidates
- Development potential - Future range developments
- Container capability - Container types
- Structural/volume limitation
- Airport compatibility - Ground handling
- Gate positioning, dimensions
- Runway loading (ACN)

The results of the Added Value comparisons of the four categories performance, comfort, environment and marketing/infrastructure are summarized for type A and B relative to the reference aircraft (FIG. 3-11).

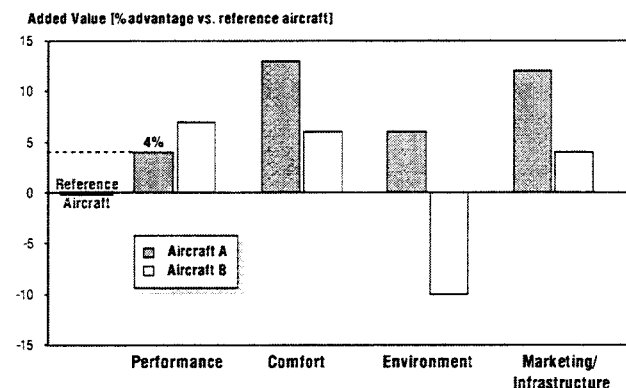


FIG. 3-11: Added Value comparison; summary of results

The totals of type A indicate an advantage over the reference aircraft in all categories. Type B appears to be the best aircraft in performance, but shows disadvantages compared to type A in the three remaining categories.

4. AIRCRAFT EVALUATION

4.1 Quantification of Added Values

In order to translate the identified advantages of aircraft into measurable and comparable values a method has been developed which will be explained by referring again to the performance category of the Added Value comparisons (see FIG. 3-8). The other Added Value Factors are treated likewise. As outlined before, aircraft type A shows a 4% performance advantage over the reference aircraft. Each Added Value category is then translated into „equivalent DOC“.

The key element for the translation is the relative distribution of the Added Value items. Based on that distribution **each Key Buying Factor can be expressed as an equivalent of an aircraft's operating cost.** If, for instance, for a scheduled airline in Europe the relative importance of economics (DOC) is 43% and of performance is 16% (see FIG. 2-3), the value of performance turns out to be $16/43=37\%$ of DOC.

Any advantage or disadvantage has a direct influence on each categories' equivalent DOC: Its impact on the value for the customer is expressed in a decrease or - in the case of any disadvantage - an increase in equivalent DOC. No credit has at this time been given to the question whether advantages could also be expressed in potential revenue gains. In the given example aircraft type A shows a 4% advantage in performance over the reference aircraft. Since the value of performance amounts to 37% equivalent DOC, a 4% performance advantage translates into a $4/37=1.5\%$ equivalent DOC reduction.

Other Added Value characteristics can be translated into equivalent DOC by applying the same approach.

4.2 Summary of results

Total results can be obtained by summarizing the three steps of evaluation (TAB. 4-1):

Step 1 Economic comparison ('classic' DOC)

Aircraft A operates at 6% higher, type B at 2% lower DOC per seat mile compared to the reference aircraft.

Step 2 Commonality

The advantage of operational commonality of type A over the reference aircraft leads to a DOC reduction of 5%. There is no commonality advantage between type B and the reference aircraft.

Step 3 Added Value quantification

The Added Value features of aircraft A sum up to an equivalent DOC advantage of 10%, aircraft B of 3% compared to the reference aircraft.

	Reference Aircraft	Aircraft A	Aircraft B
DOC per Seat	100%	106%	98%
Commonality		-5%	-
Added Value			
Performance		-1.5%	-2.0%
Comfort		-4.5%	-1.5%
Environment		-1.0%	+2.0%
Marketing		-3.0%	-1.5%
Added Value	Ref.	-10%	-3.0%
Equivalent DOC Results	100%	91%	95%

TAB. 4-1: Summary of results

Aircraft A, due to its large benefits from Added Value items, now achieves 'equivalent DOC' of some 9% below the reference aircraft. Aircraft B operates at 5% 'equivalent DOC' below the reference aircraft (FIG. 4-2).

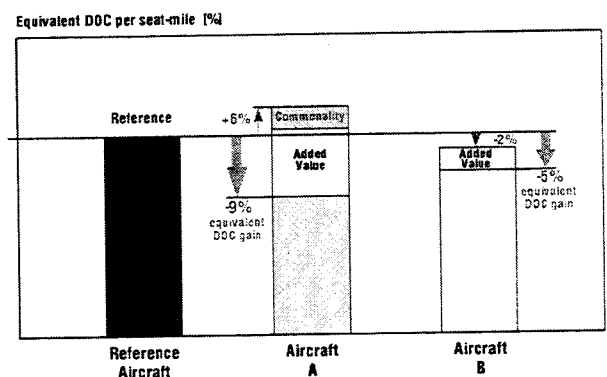


FIG. 4-2: Total effects including commonality and Added Value

Whereas aircraft B showed a superior cost picture over aircraft A when looking at 'classic' DOC alone, it looks inferior to aircraft A when considering Commonality and Added Values as well.

5. CONCLUSION

The aircraft evaluation approach provides a complementary product assessment beyond 'classic' DOC. Based on Key Buying Factors it combines economics, commonality effects and Added Value aspects and offers a systematic methodology to include factors of varying importance for the evaluation of overall aircraft efficiency. This

proceeding can therefore be applied to subject areas like

- aircraft design objectives and priorities
- economic and operational targets
- competitive project evaluation
- value of technology research programs
- marketing and sales argumentation

This identification of product design objectives and technical risk areas assists in evaluating trade-offs between technology research and product cost. This enables the manufacturer to position the project competitively and supply the customer with the right value of an efficient product for the coming decades.

6. REFERENCES

- [1] Börner-Kleindienst, M.: Analyse des Marktes für zivile Großflugzeuge im Hinblick auf die Ableitung von Erfolgsfaktoren für die Flugzeughersteller, Dissertation Wirtschaftsuniversität Wien, Mai 1995
- [2] Airbus Industrie: Anticipating fleet requirements from survey results, AI/CM-P 3120175/93, December 1993
- [3] Jost, P., Meller, F.: Impact of Added Value Factors on Aircraft Evaluation, DA EZB-052/98, March 1998
- [4] Jost, P., Meller, F., Schumacher, J.: „Next Aircraft“ - An analysis for 200/250 seater aircraft, DA-EZB118/98, June 1998
- [5] Jost, P.: Market Characteristics for Large Capacity Aircraft, EX-LM-44-97, Febr. 1997
- [6] Jost, P., Meller, F.: Added Value Factors - An Enhanced Approach to Aircraft Evaluation, DA-EZB 213/98, October 1998
- [7] Airbus Industrie - Economic evaluation methods, Issue 4.0, AI/CM 1995
- [8] Meller, F., Schnieder, H.: Einfluß der Kommunalität auf die Kosten einer Luftverkehrsgesellschaft, DA-EZB, April 1996
- [9] The Airbus Family Concept - the new standard in flight deck commonality, Airbus Industrie, Oct. 1997

HANSPETER GFELL, Fairchild/Dornier, Wessling
Bewertung von Regionalflugzeugen bei Fairchild/Dornier

Entwicklung der Trends bei der Bewertung von Regionalflugzeugen aus der Sicht des Projektentwurfs an Hand von Beispielen:

Do328-Prop
328 Jet
428
728 Familie

Einfluß neuer Rahmenbedingungen auf den Auslegungsprozess.

Erfassung der Marktanforderungen und ihr Einfluß auf die Flugzeugauslegung:

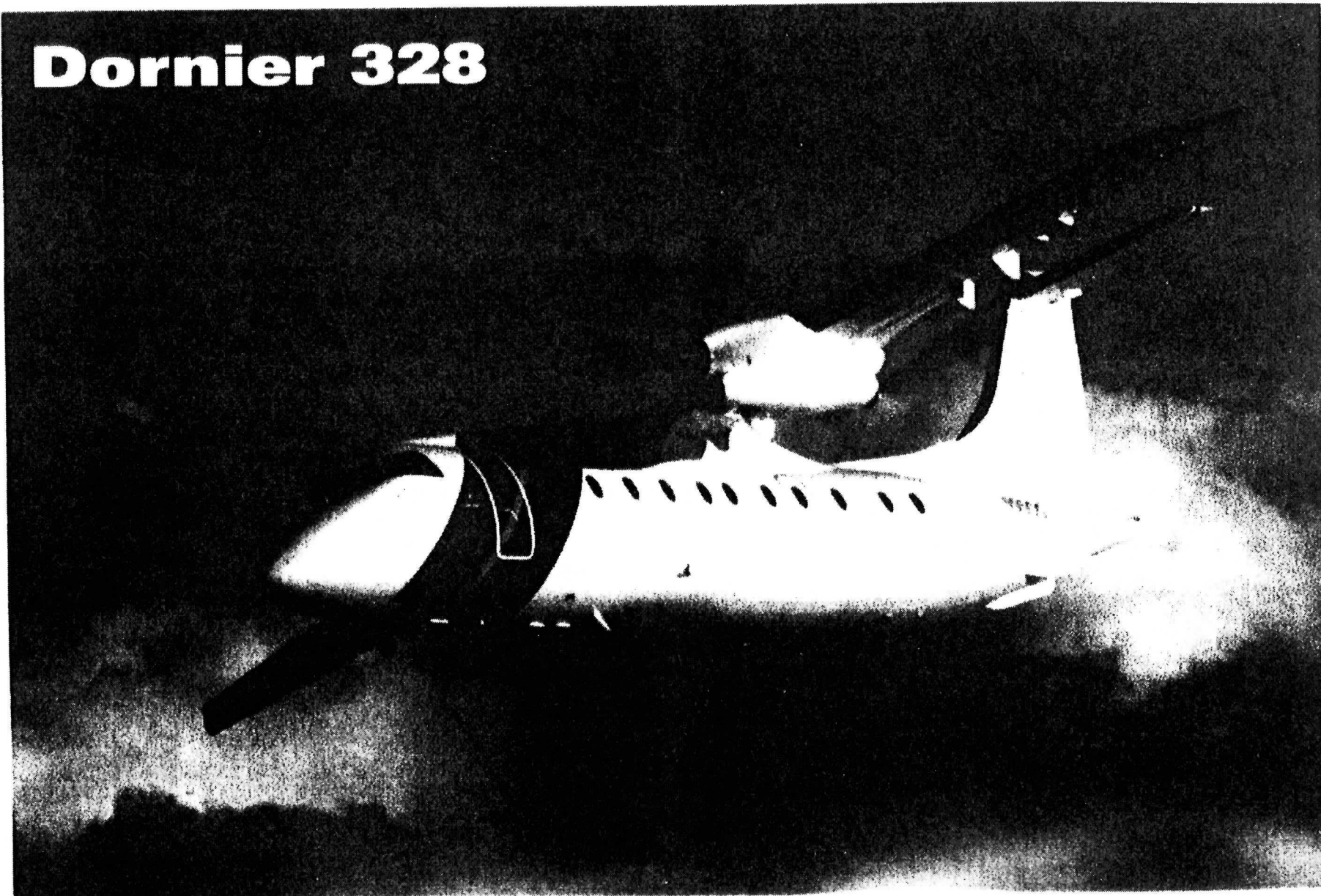
Vergleich mit Konkurrenzmustern
Bedeutung der Piloten-Meinung
Gewichtung der Hauptforderungen (Balancing of requirements)

Einfluß firmeninterner Vorgaben auf die Flugzeugauslegung

Erzielbarer Marktanteil

Zusammenfassung

Dornier 328

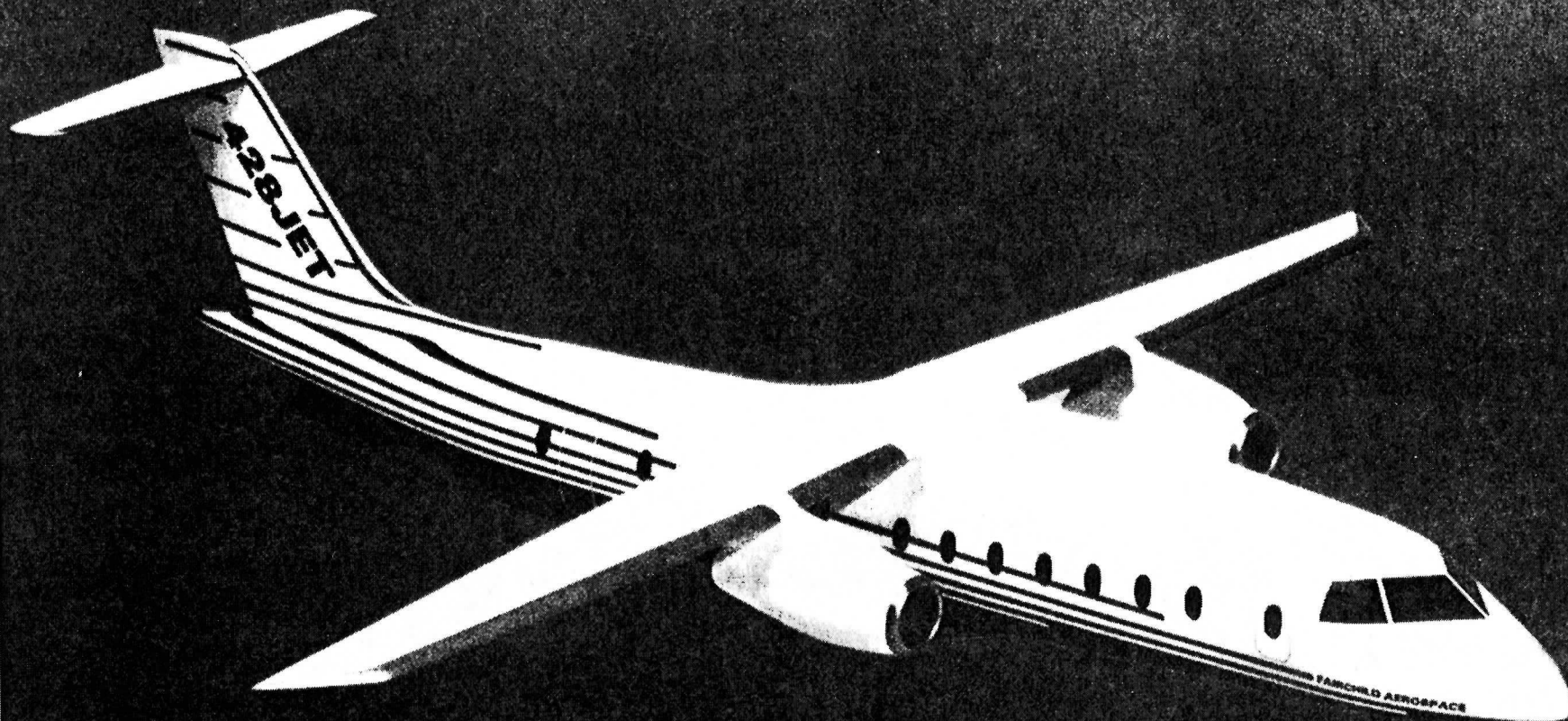


Vorlage 1 - H-P Gfell/1998-10-22

328JET



428JET



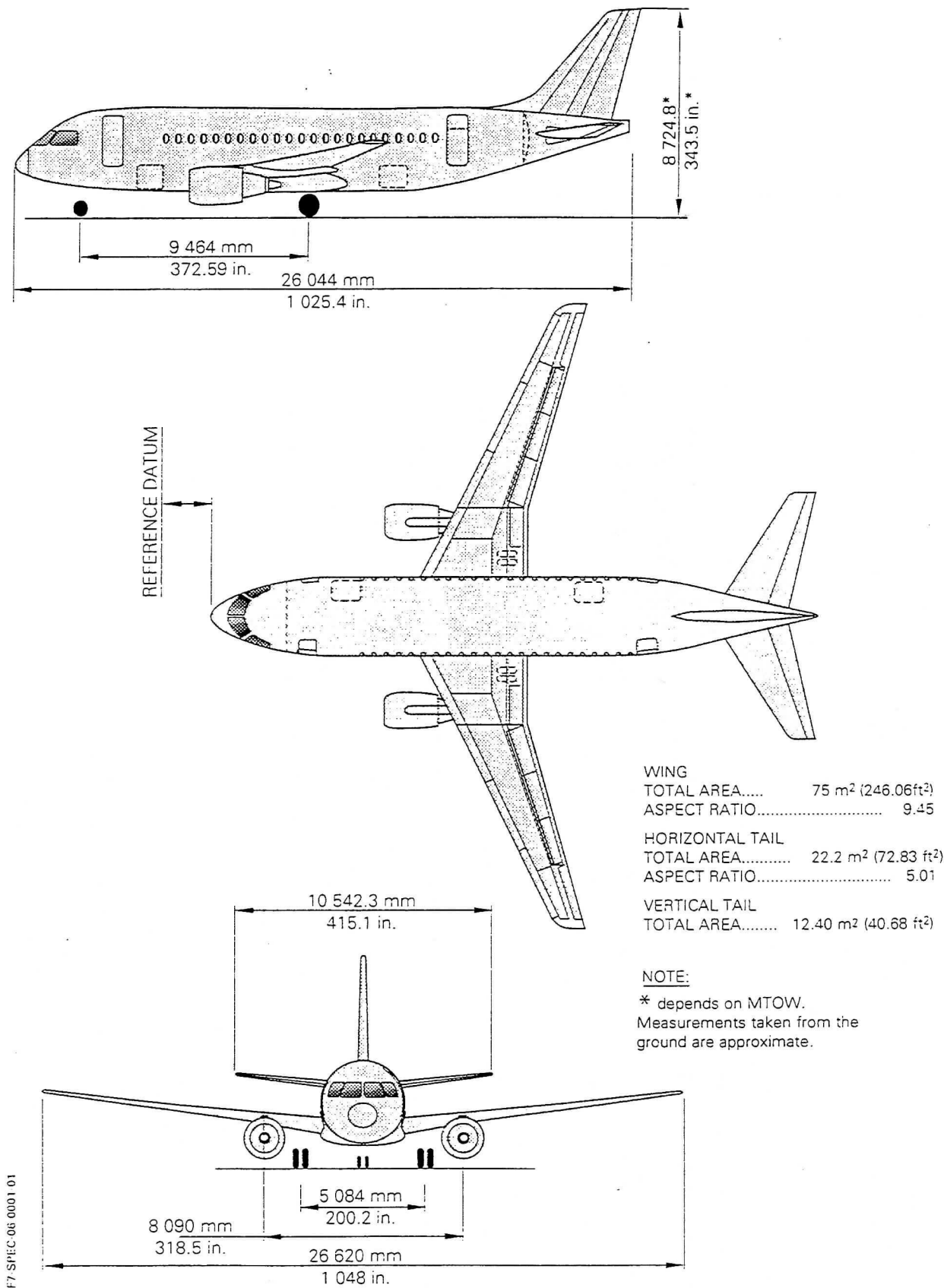


Figure 06-01: General Three-View

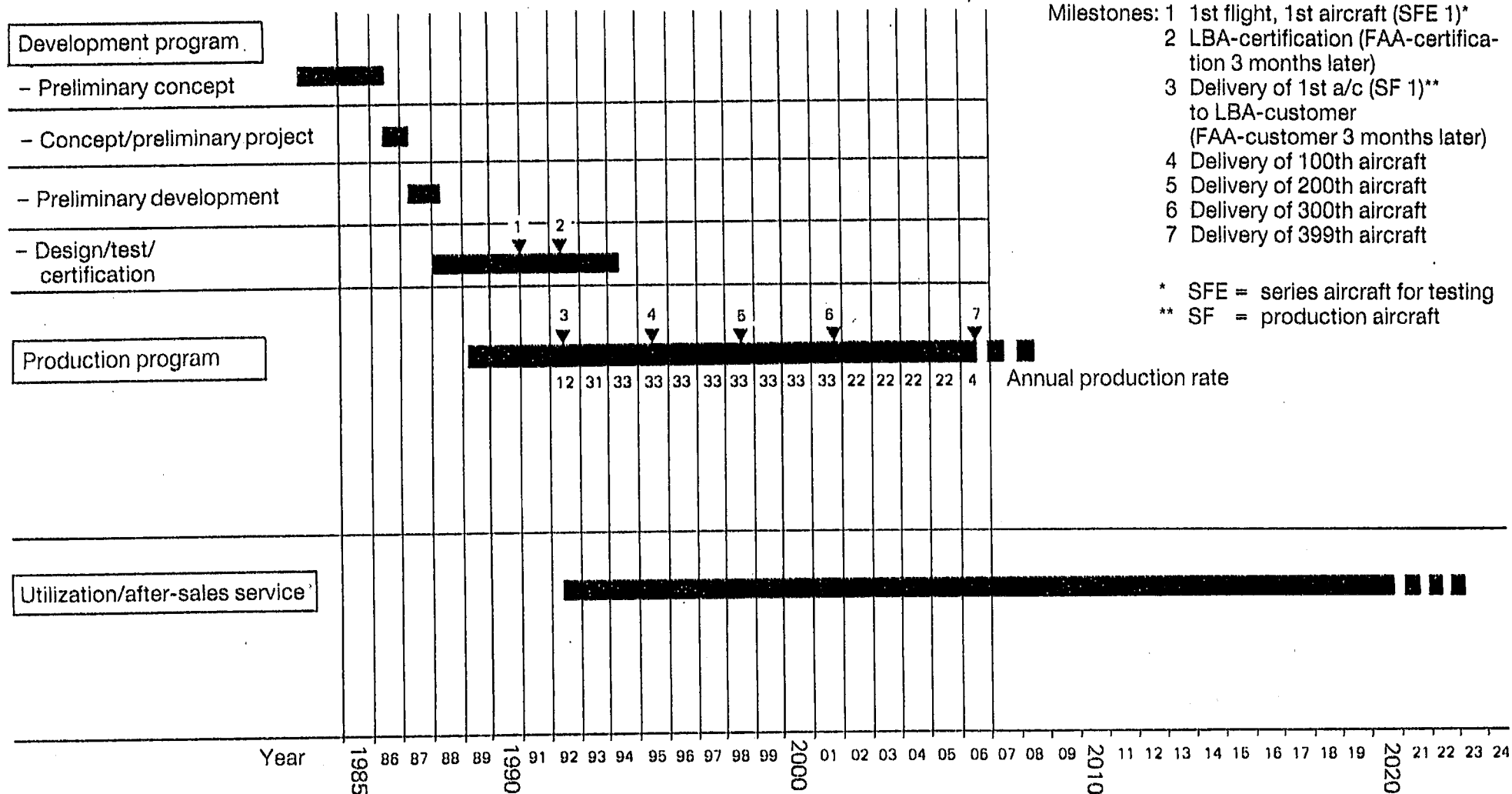
Vergleich von Rahmenbedingungen für den Projektentwurf am Beispiel der Konzeptphase Do228, Do328, FD728

	Do 228	Do328	FD728
ZeitraumKonzeptphase	8/79-2/80	1985-3/87	1998-2/99
Dauer [M] Konzeptphase	12	16	13
Arbeitswerkzeug	Hirn, Hand Zeichenbrett	Hirn CAD/PC	Hirn Workstations
Mitarbeiter im Projektentwurf	2-4	7-8	2-5
Parallele Vorhaben	Do24 Techn. Träger	Adv. Amphi. Aircraft	428 528, 928

Weitere Änderungen bei FD728:

- Gesamtumfang Entwicklungsteam kleiner als bei Do328
- Erheblicher Anteil von Fremdarbeitskräften
- Einbezug von Risk Sharing Partnern bereits in der frühen Konzeptphase
- Concurrent Engineering

Program synopsis



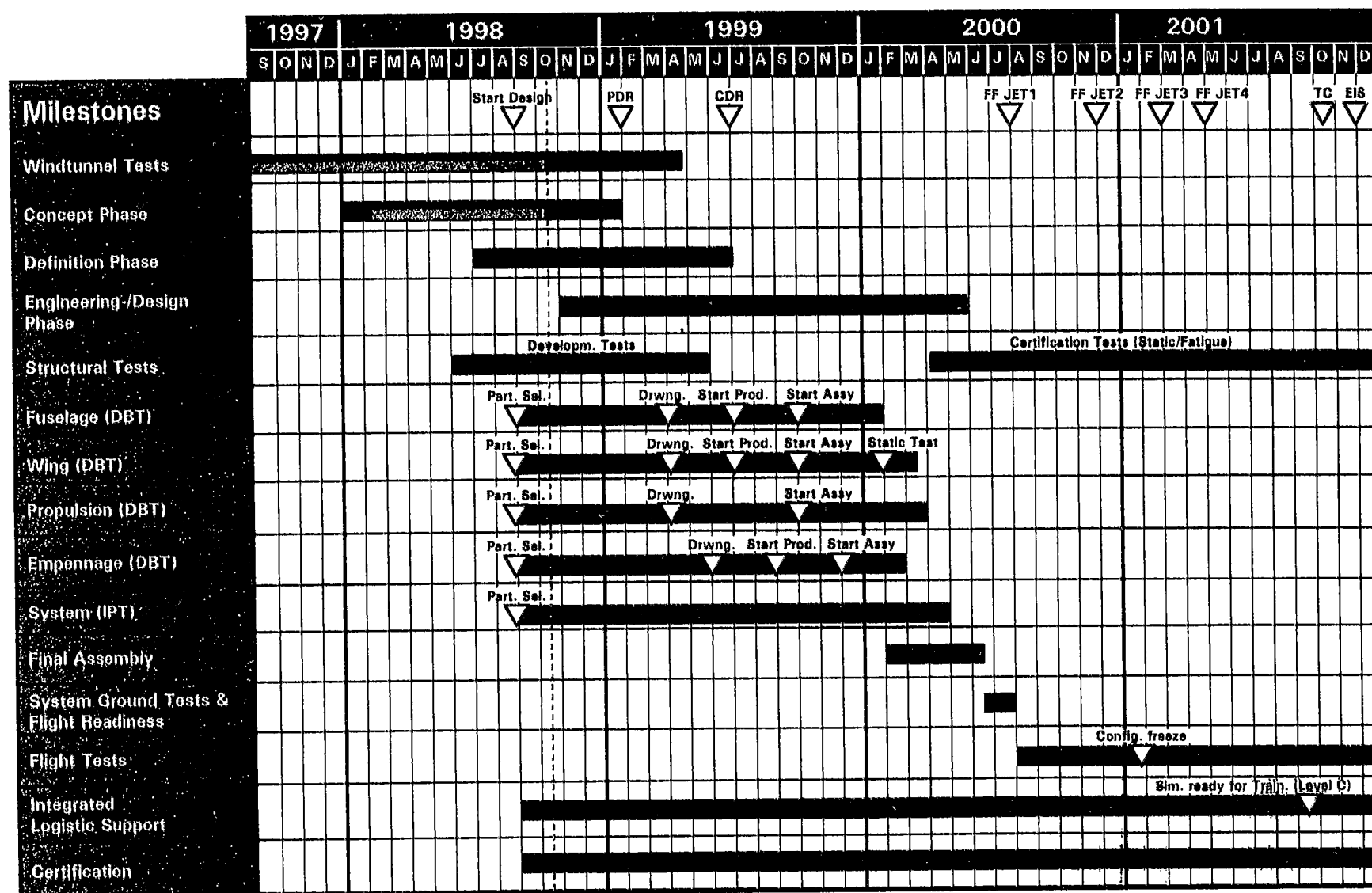
DORNIER 328

-- DORNIER PROPERTY --

FIG. 5



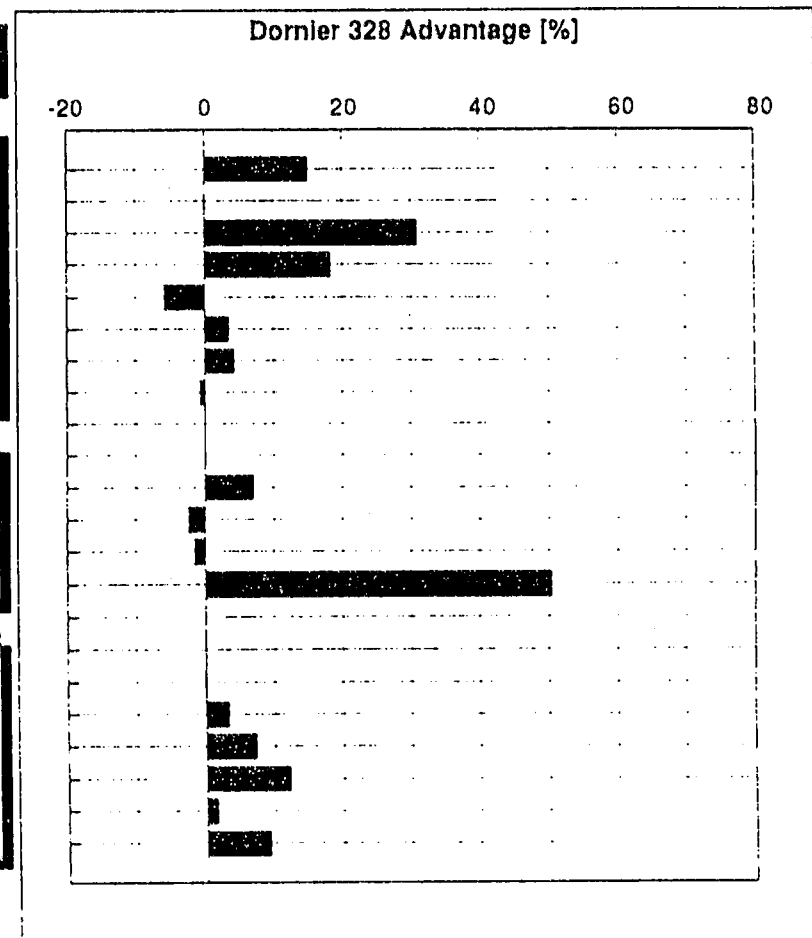
728JET – Master Schedule



COMPETITOR DATA COMPARISON

Beispiel: Vergleich Saab 340 - Dornier 328

Item	Dimension	Dornier 328-200	Saab 340 B-WT
Performance			
Take-off Field Length, ISA/SL/MTOW	ft	3,270	3,850
2nd Segment Gross Climb Gradient	%	5.4	NA
Single Engine Service Ceiling	ft	15,710	12,000
Max. Cruise Speed	ktas	335	283
Landing Field Length, ISA/SL/MLW	ft	3,525	3,330
Range (1)	nm	880	850
Useful Load	kg	5,070	4,864
Max. Payload	kg	3,690	3,712
Economics			
Aircraft-Mile Cost (300 nm)	US\$/nm	5.16	5.55
Seat-Mile Cost (300 nm)	US\$/nm/Seat	0.1720	0.1681
Aircraft Price	Mio.US\$	9.760	9.610
Annual Profit (300 nm) (3)	Mio.US\$	2.311	1.537
Comfort			
Seat Width	cm	46	46
Seat Pitch	in	31	30
Floor width / Seat (2)	cm	46	43
Aisle Width	cm	46	41
Aisle Height	cm	186	183
Total Baggage Vol/Seat	cu ft	10.6	9.7



(1): MC, ISA, FL see Performance Data, max. PAX @ 93 kg/205 lb, IFR-Reserves (2): without aisle

(3) Average Pax-Number for 30 Pax Class = 23, for 50 Pax Class = 35.

FRAGE:

Ist Sicherheit ein verkaufsförderndes Argument?

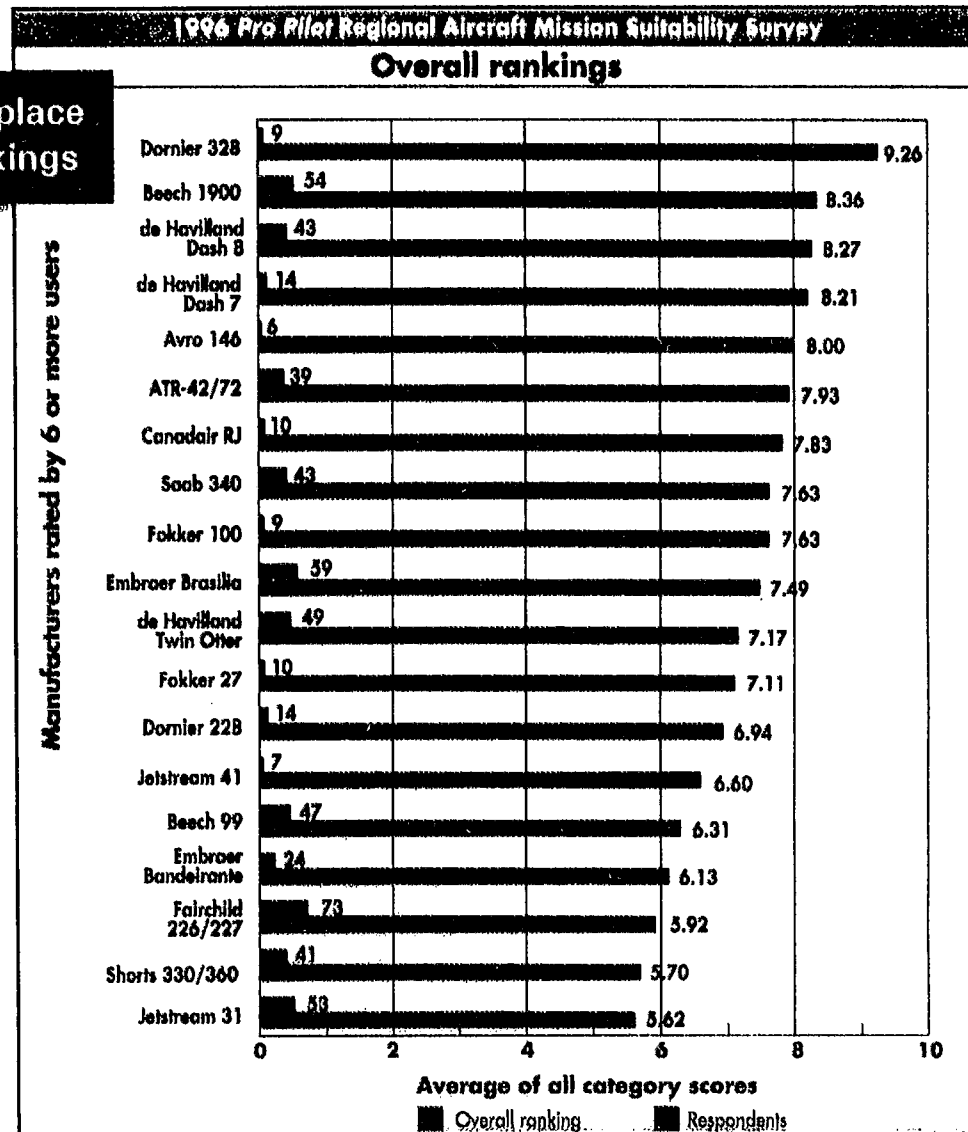
ANTWORT:

Am Beispiel Do 328 Prop im Vergleich zur geringfügig früher entwickelten ATR 42 läßt sich zeigen:

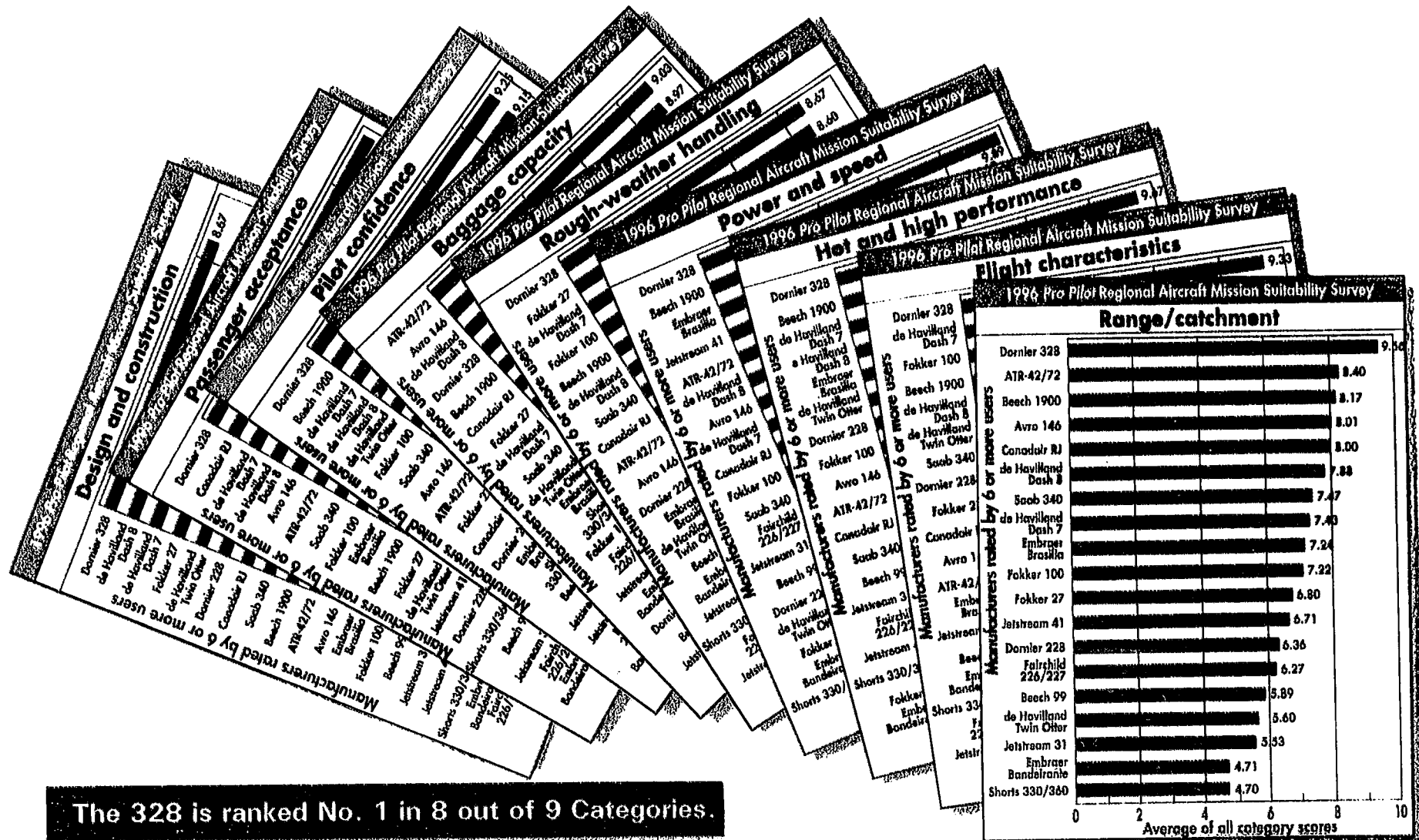
1. Der konzeptbedingt höhere Sicherheitsaufwand (nachweisbar z.B. bei den Rotorbruchfällen) der Do 328 hat seinen Preis (Gewicht, Kosten). Die Mehrkosten haben sich nicht über den Marktpreis egalisieren lassen.
2. Im Gegenteil hat der Absturz einer ATR72 im Oktober 1994 in USA bedingt durch Flügelvereisung für Dornier negative Auswirkungen verursacht:
 - Zusätzliche Nachweisführungen
 - Allgemeiner Sicherheits-Vertrauensverlust gegenüber allen Propeller getriebenen Flugzeugen besonders in USA.

PROPILOT Magazine August 1996 Mission Suitability Survey (1)

The 328 takes top place again in overall rankings



PROPILOT Magazine August 1996 Mission Suitability Survey (2)



The 328 is ranked No. 1 in 8 out of 9 Categories.

GEWICHTUNG DER FORDERUNGEN

Forderungen liegen meist bruchstückhaft vor.

Forderungen lassen sich nicht einfrieren.

Eine verbindliche Gewichtung der Forderungen läßt sich im allgemeinen nicht erreichen.

Die richtige Gewichtung der Forderungen ist ein Schlüssel zum Erfolg.

Sie erfordert

- gründliche Kenntnisse der gesamten Materie
- Menschenkenntnis
- hellseherische Fähigkeiten
- Glück

Die richtige Gewichtung zu finden kann Einzelpersonen oder kleinen Teams gelingen.

Eine Sicherstellung der richtigen Gewichtung kann auch mit großem Aufwand nicht erzwungen werden. Zumal die Gewichtung in kurzer Zeit erreicht werden muß.

Einfluß firmeninterner Vorgaben auf die Flugzeugausslegung

Typische Firmenvorgaben:

- Kostenrahmen für Entwicklung

Beispiel Do 228 NRC

Achtung!

- geschätzt 100%
- von der Geschäftsleitung als Ziel vorgegeben 55%
- verbraucht incl. Teuerung und Nachentwicklung 190%
- Gefahr der Falschinterpretation
- Man erinnere sich an den Schürmann-Hochhausbau in Bonn

- Vorgaben zum Zeitplan

Beispiel 328 Jet - Erstflugtermin

- Zielvorgabe Stand PDR März 97 19. 1. 98, 10⁰⁰
- Tatsächlich erreicht 19. 1. 98, 11⁰⁰
- Fazit: Motivations-Schub

- Vorgaben zu den Flugleistungen

Beispiel 728

- Eignung für Lugano und London City Airport - Ja oder Nein?

- Familienkonzept

- Dominanter Aspekt für die Erfolgsaussichten

Erzielbarer Marktanteil

- Bis zur Übernahme durch Fairchild wurde in der Regel von 15% erzielbarem Marktanteil ausgegangen.
- Es hat sich gezeigt, daß die Do 328 trotz Überlegenheit in den meisten Aspekten bei Nachbestellungen sich gegenüber der Saab 340 selten durchsetzen konnte.
- Nach der Übernahme durch Fairchild hat die neue Firmenleitung verdeutlicht, daß der erzielbare Marktanteil sich rasch ändern kann; auch zu unseren Gunsten.
- Als gewagt empfundene Voraussagen über den Ausstieg von Konkurrenten haben sich früher als erwartet bestätigt. Folge war ein allgemeiner Motivations-Schub.
- Gegenüber unseren Hauptkonkurrenten Bombardier und Embraer sind wir auf einigen Gebieten benachteiligt. Dies ist durch aktuelle Fälle bestätigt.

Zusammenfassung

- Es wurde versucht, Trends bei der Bewertung von Regionalflugzeugen aus der Sicht des Projektentwurfs an Hand erlebter Beispiele darzustellen.
- Die Bewertung von Flugzeugen ist keine festschreibbare Größe
- Die drei wichtigsten Faktoren für ein erfolgreiches Regionalflugzeugprogramm sind nach meiner Erfahrung

Schnelligkeit und Flexibilität

Das Abwägen der Forderungen

Der Mensch

A Method of Evaluating Civil Aircraft Market Adequacy

Guo Chen, Han Yingming*
Hans-Gustav Nüßer, Dieter Wilken

***China Institute of Aeronautic Systems Engineering**
Transport Research Division, DLR

December, 1997

FOREWORD

According to the Scientific Co-operative Agreement between CAE (China Aeronautic Establishment) and DLR (German Aerospace Centre), the two Study Teams of CIASE (China Institute of Aeronautic Systems Engineering), CAE, and the Transport Research Division of DLR held their first workshop on the new co-operation in the year 1997, which is entitled :

“Air Transport Cost-Benefit Analysis”

The two Study Teams met in Beijing in April 1997 to have a preparatory meeting for this program. During the meeting, the two Study Teams discussed the introductory report on the topic prepared by CIASE Study Team, entitled: “Multiple Attribute Decision Making”, and agreed on the objectives and working procedures of this co-operative research program. It was proposed that the Chinese Study Team would commence their work in Cologne, Germany, from 1st September up to the end of the year, and their work would concentrate on the analysis and comparison of direct operating cost and an evaluation of other aspects of the competitive aircraft to be included in the cost-benefit analysis.

After four months' research work at the Transport Research Division of DLR, Cologne, the two Study Teams have finished the first phase by building up the objective tree for the evaluation, the second phase by developing two methods of estimating direct operating cost applicable to two different markets respectively, i.e. the Chinese domestic market and the intra-European market, have finished the third phase by determining the weight factors for each attribute at each level, the fourth phase by transforming each attribute at the lowest level into a ratio scale, and the fifth phase by defining scale values of each candidate aircraft. Furthermore, the Study Teams have also made efforts on data collection, aircraft market study and computer programming.

CONTENTS

FOREWORD	1
1 INTRODUCTION	5
2 OBJECTIVE TREE	6
3 STANDARD METHODS FOR ESTIMATING DIRECT OPERATING COST	7
3.1 Introduction	7
3.1.1 General	7
3.1.2 Direct and Indirect Operating Costs	7
3.2 Definitions	8
3.2.1 Block Time and Block Fuel	8
3.2.2 Utilisation and Trips	8
3.2.3 Aircraft Weights	9
3.2.4 Forms of Cost Presentation	9
3.3 DOC Calculating Formulae for Chinese Domestic Market	10
3.4 DOC Calculating Formulae for Intra-European Market	11
3.4.1 Fixed Cost	11
3.4.2 Variable Cost	12
4 WEIGHTING, SCALING, RANKING	14
4.1 Weighting	14
4.2 Scaling	15
4.2.1 Cost	17
4.2.2 Range, Cruise Speed, Maximum Payload & Under Floor Cargo Hold Volume	17
4.2.3 Take-off & Landing Performance	17
4.2.4 Cabin Size and Interior Noise	17
4.2.5 One Engine Inoperating Ceiling	18
4.2.6 Exterior Noise and Emission	18
4.2.7 Product Support & Family Concept	18
4.2.8 Availability of the Aircraft	18

4.3 Ranking	19
5 CASE STUDY	20
5.1 General Information of Four Candidate Aircraft	20
5.2 Market Study	20
5.3 Objective Tree	20
5.4 DOC Calculation	21
5.4.1 Basic Assumptions	21
5.4.2 The Results of DOC Calculation	21
5.5 Weighting	21
5.6 Scaling	21
5.7 Ranking	22
6 TABLES	23
Tab. 1: Aircraft Data for Evaluation	23
Tab. 2: DOC Basic Assumptions for the China Market	24
Tab. 3: DOC Estimation for 100 Seaters for the China Domestic Market	25
Tab. 4: The Scale Values of Aircraft	29
Tab. 5: Evaluation Results	30
7 FIGURES	
Fig. 1: Objective Tree for Civil A/C Evaluation and Weights of Attributes	31
Fig. 2: Market Requirements	32
Fig. 3: DOC versus Distance by Yearly Utilization for Aircraft A2	33
Fig. 4: DOC versus Distance by Aircraft Type (yearly utilization 2500 h)	34
8 ATTACHMENT 1	35

1 Introduction

To determine a civil aircraft being better or worse than its competitors depends on many factors, such as market requirements, characteristics of the aircraft, passengers' preferences, and so on. The evaluation of so many factors is a worthwhile task. A cost-benefit analysis method for civil aircraft evaluation is developed here. The procedure is

- Step 1: Getting information on the candidate aircraft in detail, and the market to be served by the aircraft;
- Step 2: Setting the general objective of the aircraft, establishing the objective tree;
- Step 3: Making DOC calculations;
- Step 4: Weighting the attributes (characteristics) on each level of the objective tree;
- Step 5: Scaling the attributes;
- Step 6: Ranking the aircraft alternatives.

This is the normal procedure for civil aircraft evaluation. Actually, evaluating civil aircraft may be a repetitive process in some cases. For example, if you have advanced to step 4 and you find that one objective has an overwhelming influence it may be necessary to modify the objective tree, thus, you should go back to step 2. Even in a one step procedure, such as building the objective tree, weighting the attributes, and scaling the attributes, these steps are also separate processes. It is worth to note that the whole evaluating procedure depends on close co-operation between the researching scientists and the decision makers. The decision makers should express their preference information on building the objective tree and weighting the attributes. This helps to yield a subjective conclusion which may be more acceptable to decision makers. In the next sections, the steps will be discussed in detail.

2 Objective tree

The objective tree is a breakdown of the general objective of the aircraft project into partial objectives on several sub-levels in an hierarchical order. So, setting the general objective is the key point to building the objective tree. The general objective normally comes from the purposes of the project. For different general objectives, there could be different objective trees even if evaluating the same aircraft project. The tree shows the effect that the general objective has on each level. It should include all the factors that play an important role for achieving the general objective, such as the characteristics of the aircraft, the requirements of markets, and so on. For the purpose of civil aircraft evaluation, there are several steps of building up an objective tree be followed.

- Step 1: Description of the candidate aircraft in detail;
- Step 2: Description of the market to be served by the candidate aircraft, including market orientation, market forecast and market distribution in the world;
- Step 3: Setting up of the main objective and the characteristics (attributes) of the aircraft which provide a means of evaluating the levels of the objective tree according to the conclusions of the market study;
- Step 4: Further elaboration of each attribute into lower level attributes, so that they are still measurable or until they are indivisible.

While evaluating a civil aircraft, it is obvious that the economic efficiency, i.e. operating cost of an aircraft is of high importance. Estimating operating cost is getting more complicated as the aircraft develops and airline operating conditions vary, and they differ a lot between different operators. So a standard way of estimating and comparing the operating cost has been provided here.

For the overall evaluation process an objective tree for a 100-seater aircraft evaluation has been built (see chapter 5 and Fig. 1).

3 Standard Methods for Estimating Direct Operating Cost

3.1 Introduction

3.1.1 General

Most of the airlines and aircraft manufacturers have developed their own method of estimating direct operating cost, based largely upon their own particular requirements and experience. This estimation has been becoming increasingly complex as more and more advanced aircraft are being introduced into the fleet, together with improved financial and operational procedures adopted by airlines.

In order to evaluate operating economics of competitive aircraft for an operator who is making a purchasing decision, a standard method of comparing direct operating cost (DOC) under a standard set of conditions should be provided. In the following two methods are introduced that are applied to two different markets respectively, i.e. the Chinese domestic market and the intra-European market. The parameter values chosen are as representative as possible for these markets.

To make these methods readily adaptable, the formulae have been expressed in simple terms, the value assumptions have also been given so that an operator may modify them to fit his circumstances. Only in this way the absolute values of DOC of an aircraft in a particular airline can be fixed.

These methods do not claim to be the “ultimate” methods. Rather, frequent revisions are needed for keeping up with the rapid development in aircraft and airline operation, they are also needed for keeping methods realistic and accurate, but still simple and uniform in application.

3.1.2 Direct and Indirect Operating Costs

Operating costs can be divided into two categories - direct (DOCs) and indirect operating costs (IOCs). DOCs depend directly on the aircraft's characteristics while operating. IOCs - e.g. reservations and sales, servicing, administration, advertisement and publicity, etc.- are mainly influenced by airlines yet depend less directly on the type of aircraft. IOCs are important factors for reducing the airline's operating expense and lowering seat-kilometre cost, but have no clear effect

on comparing competitive aircraft. For this reason, IOCs are not included in these methods for aircraft evaluation.

The following methods consequently deal with direct operating cost and take account of the costs of flying and maintaining an aircraft, inflight services, together with depreciation, interest and insurance charges.

The DOC formulae applicable to the Chinese domestic market are summarised in part 3.3, and those applicable to the intra-European market are summarised in part 3.4.

3.2 Definitions

3.2.1 Block Time and Block Fuel

Block time is defined as the time starting from engine start-up at the originating airport to engine stop after landing at the destination airport. It is composed of the flight time and additional components that include time for engine start-up and idle, taxi-out, and taxi-in after landing.

Block fuel is defined as the fuel consumption during the elapse of block time.

The accurate values of block time and block fuel for an aircraft flying a designated route can be taken from the manufacturer's performance manual.

3.2.2 Utilisation and Trips

Utilisation is defined as the average number of hours flown in a year per aircraft of the fleet:

$$\text{Utilisation} = \text{Fleet revenue hours per year} / \text{Number of aircraft in fleet}$$

The revenue hours indicate total block hours excluding training, flight positioning and other non-revenue flying time. Annual utilisation per aircraft is introduced as a parameter and varies between 1000 and 3500 block hours.

The number of average one way trips an aircraft flies per year can be determined by dividing annual utilisation by block hours per trip:

$$\text{No. of one way trips} = \text{Annual utilisation} / \text{block hours per trip}$$

3.2.3 Aircraft Weights

Maximum take-off gross weight (MTOGW): Its value is given by the manufacturer.

Operational weight empty (OWE): It is defined as the weight of an empty aircraft, as given by the manufacturer, summing up the basic installations (e.g. passenger seats, lavatories and galleys) and additional equipment.

Payload: The maximum payload of an aircraft is either determined by the weight-limited payload, or by the volume-limited payload. Of these two payloads, the smaller one is used as the maximum payload in the following calculation and evaluation.

Weight-limited payload = MTOGW - OWE - weight of fuel and engine oil carried

Volume-limited payload = passengers weight + baggage weight + freight weight

Maximum zero-fuel weight: The sum of operational weight empty and maximum payload provides the maximum zero-fuel weight.

3.2.4 Forms of Cost Presentation

DOC per Trip

The cost items yield, when summed up, the total DOC per trip. Particularly the annual costs, consisting of depreciation, interest and insurance, are expressed in costs per trip after division by the number of trips.

DOC per Block Hour

DOC per block hour is obtained by DOC per trip divided by the block time in this trip.

DOC per Seat-kilometre

DOC per seat-kilometre is obtained by DOC per trip divided by stage length of the route and the number of seats of the aircraft. Being a unit cost, DOC per seat-kilometre gives a measure of the overall economic efficiency of the aircraft. It can be regarded as a suitable final expression.

Relative DOC

For comparing two competitive aircraft, a percentage value can be obtained by dividing their respective DOC per seat-kilometre. In this way it is possible to state in relative terms how much one aircraft is economically better or worse than the other one.

3.3 DOC Calculating Formulae for Chinese Domestic Market

Variable	Formula
Fuel Consumption	fuel price x block fuel
Cockpit & Cabin Crew	(payment per staff per month x staff per crew x flight time) / maximum flight hours per month
Airport Charges	(According to the rules set by CAAC)
Take-off/Landing Fee	fee per ton x MTOGW
Terminal Fee	fee per passenger x A/C seats number x 80%
Line Maintenance Fee	take-off/landing Fee x 30%
Cleaning Fee	fee per ton x MTOGW
Transport Service Fee	fee per ton x maximum payload
Security Fee	fee per ton x maximum payload
Airport Control & Communication	fee per ton x MTOGW
Navigation Fee	fee per kilometre x stage length
Catering	fee per passenger x passenger carried
Passenger Insurance	insurance rate x passenger payload x stage length
Maintenance (US\$/trip)	AL+AM+EL+EM
Airframe Labour Cost [AL]	(ALH x FT+ALC) x LRHouse
Man-hour per FH [ALH] (mh/fh)	0.01079017 x MWE+0.993906
Man-hour per FC [ALC] (mh/fc)	0.03476488 x MWE+0.3638791
Airframe Material Cost [AM]	AMH x FT+AMC
Cost per FH [AMH] (\$/fh)	1.056846 x MWE+27.36717
Cost per FC [AMC] (\$/fc)	0.03985504 x MWE-7.837652
Engine Labour Cost [EL]	(ELHH x LRHouse+ELSH x LRShop) x FT
Man-hour per FH in-house [ELHH] (mh/fh)	0.0000167 x SLST/2.5+0.03099
Man-hour per FH shop [ELSH] (mh/fh)	0.0001232 x SLST/2.5+0.09380
Engine Material Cost [EM]	EMFH x FT+EMCC
Cost per FH in-house [EMFH] (\$/fh)	0.002592 x SLST/2.5+71.86967
Cost per FC Shop [EMCC] (\$/fc)	0.003149 x SLST/2.5+16.60123
Depreciation	total investment x (1-residual)/(depreciation period x trips per year)
Interest	total investment * loan share * $\left[\frac{IR / NR}{1 - 1 / (1 + IR / NR)^{NR * RP}} - 1 / NR * RP \right] / \text{trips per year}$
Insurance	(airframe insurance rate x airframe price + spares insurance rate x spares price)/trips per year

Explanation of Symbols:

MTOGW	Maximum Take-off Gross Weight
OWE	Operational Weight Empty
SLST	Sea Level Static Thrust (lb.) of 1 engine
FT	Flight time (h)
LRHouse	Labour Rate in-house including Burden (\$/man-hour)
LRShop	Labour Rate Shop (\$/man-hour)
MWE	Manufacturer Weight Empty (tons), estimated to approximately 90% of OWE
IR	Annual Interest Rate
NR	Number of Repayments per Year
RP	Repayment Period (years)

3.4 DOC Calculating Formulae for Intra-European Market**3.4.1 Fixed Cost****Depreciation and Interest**

Total value of the aircraft, equipment and spare parts	C_{TOT}
Depreciation period	$n=14$ years
Residual Value	0
Rate of interest	$i=0.09$
Annual depreciation factor (k)	$k=1/a_n=0.1284$ $a_n = \frac{1 - 1/(1+i)^n}{i}$
Annual depreciation & interest cost	$C_{Di} = C_{TOT} \times k$
(average rate of interest	$i' = 1/a_n - 1/n$)

Insurance

Hull	0.2355% of fleet value
Hull franchise	0.25% and 0.37% of fleet value
Liability	0.219 DM per 1000 PKM
Annual insurance cost	$C_{TOT} \times 0.56\% + 0.219 \times \text{passenger carried} \times \text{sector length}$

Crew

Fixed monthly payment per cockpit crew member	basic salary + flight supplement + social security = basic salary $\times 1.67 \times 13/12$
Fixed monthly payment per cabin crew member	basic salary $\times 1.2$

3.4.2 Variable Cost

Fuel

Fuel price	0.71 DM/litre
Fuel cost per trip	fuel price x fuel consumption

Maintenance Cost

a) Airframe/System Maintenance Cost (AMC)

W_{OE}	operating weight empty(tons)
Y	year of calculation
C_{AC}	total aircraft price (mio. DM)
D	development age since certification (years)
S	service age since delivery (years)
LR	labour rate. =105.60 DM/mh in 1995
$t_{F,av}$	average flight time on the route network (hours)
t_F	sector flight time (hours)
MTOW	maximum take-off weight (tons)
MZFW	maximum zero fuel weight (tons)

Material price index	$MPI=(C_{AC}/W_{OE}) \times 40$
Technical maturity parameter	$TM=D/S+abs(S-2)$
cost ratio labour/material	$L/M=14.148 \times (LR/MPI) \times W_{OE}^{-0.5111} \times t_{F,av}^{0.2089}$
cost share of labour	$A=1/(1+1/(L/M))$
cost share of material	$B=1-A$
cost ratio hourly/cyclic (at $t_F=1$ hour)	$C=1.49 \times \ln (MTOW/MZFW)-0.0085$
three parts of final cost equation	$P_1=LR^A \times MPI^B \times W_{OE}^{0.9444} \times 0.995^{(Y-1980)}$
	$P_2=0.5808+0.1757 \times \ln S+0.6217/TM$
	$P_3=(C+2/t_F+1/(C \times t_F^2))^{0.5}$
direct airframe maintenance cost	$AMC=0.1799 \times P_1 \times P_2 \times P_3$

b) Engine Maintenance Cost (EMC)

BPR	bypass ratio
OAPR	overall pressure ratio
n_{SH}	number of main engine shafts
n_c	number of compressor stages. including fan stages
T_E	engine sea level static thrust (tons)
V_{EL}	labour efficiency =1.33

f_{NL}	labour maturity factor. new=1. mature=0.72
f_{TE}	thrust derating factor
LR	labour rate
f_{MM}	material maturity factor. new=1. mature=0.625
f_{INFLM}	material inflation factor since 1980
$n_{E/AC}$	number of engines per aircraft
t_F	flight time per flight (hours)

C_1	$1.27 - 0.2 \times BPR^{0.2}$
C_2	$0.4 \times (OAPR/20)^{1.3} + 0.4$
C_3	$0.032 \times n_c + K$ ($n_{SH}=1$. $K=0.5$; $n_{SH}=2$. $K=0.57$; $n_{SH}=3$. $K=0.64$)
K_1	$C_1 \times C_3$
K_2	$C_1 \times (C_2 + C_3)$
Time dependent labour cost DM/Eh	$L_1 = 0.11 \times (1 + T_E)^{0.7} \times K_1 \times V_{EL} \times f_{NL} \times f_{TE} \times LR$
Time dependent material cost DM/Eh	$M_1 = (2.27 \times (4 + T_E) \times K_2 - 4.8) \times f_{NDI} \times f_{TE} \times f_{INFLM}$
Direct EMC per aircraft flight hour	$EMC = n_{E/AC} \times (L_1 + M_1) \times (1 + 1.3/t_F)$

Landing Fee, Airport Handling Fee and ATC Cost

These cost items are set by State, Airport, or ATC Authorities and vary between airports and countries and markets. These costs are typically aircraft weight dependent and affect the comparison of candidate aircraft in as much as the aircraft vary in weight, and thus, capacity.

4 Weighting, Scaling, Ranking

4.1 Weighting

A weight of an attribute reflects the relative importance which is associated with the attribute in its function of describing the upper level objective, as compared with the other attributes. An attribute having a higher weight than another one means that its effect on their common objective is stronger than the effect of the other attribute. So the way how the weights are assigned to attributes will directly affect the evaluation results. The weighting process is therefore an essential part of the evaluation method.

Many factors can affect the weights of attributes, some of them are:

- A key point for determining the weights of attributes is given by the requirements of the market for operating the aircraft. For different kinds of aircraft and for different markets, the attributes may have quite different weights. For example, the cruise speed is not so important for a short/medium haul aircraft, however, for a long haul one it is likely to be an important factor.
- Different kinds of people who determine the weights would also give different weights for the same attributes, reflecting their particular preference. And sometime there would be big differences. Decision makers, for instance, would probably have other preference patterns than airline operators or air passengers.
- The experience of researching scientists in evaluating aircraft also plays an important role.

Scientists can help to determine the weight structure in the first round of evaluation based on market studies in the light of the general objective of the aircraft project. However, the final weights of each attribute for the evaluation should be given by decision makers in charge of planning the transport system. One must recognise, however, that different decision makers normally will also set different weights.

At first, the weight of each attribute in relation to its upper level attribute (objective) on the same branch in the objective tree should be given, which is summed up to 1. Then the weights of the attributes on the lowest level of every branch in relation to the general objective are to be determined, which are also summed up to 1. They are the weights needed in the final evaluation.

As a case study, a set of weights for a 100-seat aircraft evaluation is given below (see chapter5).

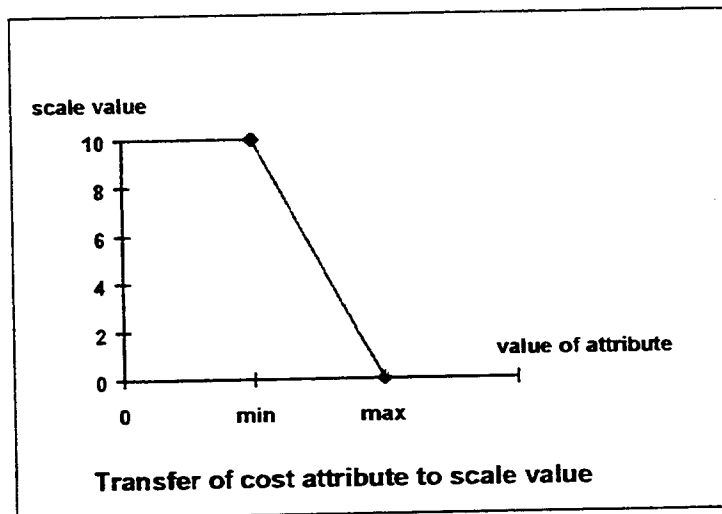
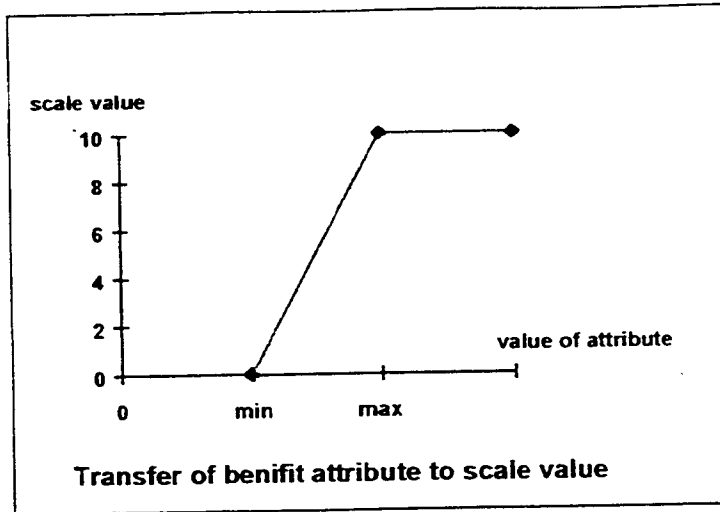
4.2 Scaling

As we know, the attributes (characteristics) of an aircraft have different dimensions. For example, the DOC (Direct Operating Cost) has a monetary unit, while the flight range is measured in kilometre. In order to evaluate the aircraft characteristics based on the same condition, we must normalise the attributes by a standard scale.

There are three kinds of scales available for measuring attributes, they are ordinal, interval, and ratio scales. An ordinal scale puts the measured attributes in rank order but tells nothing of the relative distance between ranks. An interval scale provides equal intervals between attributes and indicates the difference or distance between attributes from an arbitrary origin. The ratio scale provides equal intervals between attributes and indicates the difference or distance from some non-arbitrary origin.

A 10-point ratio scale (0 to 10) is employed here. A maximum and a minimum value are proposed for each attribute. A linear relationship between the attribute values and the scale values is built, taking account of these limits. For the cost attributes of the aircraft under evaluation, the maximum cost is converted into a 0-point value on the scale, while a 10-point value is assigned to the minimum cost. If the actual attribute value of an aircraft, which may be introduced into the evaluation at a later stage, exceeds the maximum value, the attribute will have a minus scale value, and if the actual value of such an aircraft is smaller than the minimum value, it still has 10 points.

For the benefit attributes, the maximum value gets a 10-point scale value, while the minimum value is given 0 points. If the actual attribute value of a newly introduced aircraft exceeds the maximum value, the attribute still has a scale value of 10, and if the actual value is smaller than the minimum value, it will have a minus scale value. According to these rules, the actual quantitative and qualitative values of aircraft attributes can be transferred into the scale values. Two general examples of the conversion of cost and benefit attributes into scale values are shown in the following figures.



The question remains how to decide on the maximum and minimum values for a given aircraft attribute. Determining a meaningful value range is a difficult and complicated task. For every attribute, many factors should be considered, such as,

- the requirements of the market;
- the preferences of passengers;
- the development of aeronautical science and technology.

After the scale has been established, the scale value of an aircraft attribute can be calculated. For example, if for an aircraft benefit attribute the maximum value has been estimated to 50 and this value corresponds to 10 points on the scale, and the minimum value is 10 and corresponds to 0 points on the scale, and the actual value of the attribute is 20, then the scale value of the attribute is $(20-10)/(50-10) \times 10 = 2.5$.

In the following, some criteria for determining maximum and minimum values of some aircraft attributes are discussed.

4.2.1 Cost

“Cost” includes the DOC (Direct Operating Cost) and the initial investment cost. The larger they are, the smaller their scale values. On the other hand, it is impossible to have zero cost for operating an aircraft. After having studied the costs of medium/short haul aircraft that are available now, it is found that the average level of DOC for the China market is around 0.3 yuan RMB per seat-km, and the initial investment is about 0.25 mio US\$ per seat. With these average figures, the minimum value of the two attributes is supposed to be 0.01 (yuan RMB/seat/km for DOC, mio US\$/seat for initial investment), while the maximum value can be supposed to be 0.5 (yuan RMB/seat/km for DOC, mio US\$/seat for initial investment).

4.2.2 Range, Cruise Speed, Maximum Payload & Under Floor Cargo Hold Volume

Their maximum and minimum values depend on the market requirements. The larger these attributes are, the better their scale values. For medium/short haul aircraft, the attribute “range” can be supposed to be between 2300 km and 3500 km, “cruise speed” between M 0.7 and M 0.85, “maximum payload” between 11000 kg and 17000 kg, and “under floor cargo hold volume” between 10 cubic meters and 35 cubic meters.

4.2.3 Take-off & Landing Performance

This item includes four attributes that are “take-off field length”, “landing field length”, “Aircraft classification number (ACN)” and “approach speed”. Their maximum and minimum values depend on the runway systems of those airports where the aircraft will be operated. The maximum and minimum values for “take-off field length” and “landing field length” are based on the runway length of airports, ACN on the “Pavement classification number (PCN)” of runways, and “approach speed” on the length and PCN of runways.

4.2.4 Cabin Size and Interior Noise

“Cabin size” includes five attributes that are “maximum cabin height”, “width of cabin aisle”, “number of abreast seats”, “overhead bins volume/seat” and “pitch”. Determining maximum and minimum values of these attributes depends on the market and the comfort preferences of passen-

gers. For different market segments, passengers are likely to have different demands for these characteristics. For short distance travel, passengers do not mind lower standards of noise and comfort, but would not so for long distance travel. The maximum and minimum values of “maximum cabin height” can be determined based on the average size of people, “width of cabin aisle” based on passing requirements of passengers and on the width of trolleys on the aircraft, “number of abreast seats” on the preference of passengers for window or aisle seats, “overhead bins volume/seat” on the volume of passengers’ luggage, “pitch” on the average size of passengers, “interior noise” on the endurance of passengers with respect to the noise. They are all affected by psychological factors.

4.2.5 One Engine Inoperating Ceiling

Its maximum and minimum values depend on the smoothness of the aircraft flight and on the aircraft safety. The air flow is not very smooth at low altitude.

4.2.6 Exterior Noise and Emission

Their minimum values depend on ICAO standards. If the aircraft cannot meet these standards, this could mean that this type would not be allowed to operate. And the aircraft benefits would grow with decreasing noise and emission levels, with values being well below the standards. So the maximum values can be determined on the basis of the average level of noise and exhaust emission of this kind of aircraft; they are limited by the level of aeronautical science and technology development.

4.2.7 Product Support & Family Concept

This is a quality attribute. Its maximum and minimum values can be estimated based on the aircraft’s family, its manufacturer’s running status, and the capability of product support. If an aircraft is developed from a successful family and its manufacturer has a good service for product support, it may have a 10 point-scale value for this attribute.

4.2.8 Availability of the Aircraft

This is also a quality attribute. Its maximum and minimum values are determined by the fact whether or not the aircraft enters the market at an opportune time, which depends on if there will be a rapid growth of air transport demand in the market segment to be served, and a peak of or-

ders when the aircraft enters market, and so on. If the aircraft is likely to enter into service just when the market will be experiencing an extremely high demand, it gets 10 points of scale value for this attribute. If the aircraft will enter the market when the market demand will be at a low point, it gets a 0-point scale value.

4.3 Ranking

When the weights and scales of attributes of an aircraft on the lowest level of each branch on the objective tree have been established, their contributions to the general objective can be calculated as follows:

$$\text{contribution of an attribute} = \text{weight of the attribute} \times \text{scale of the attribute}$$

Then the sum of all contributions is obtained. It is the final score for the aircraft. The one that has a highest score is designated as the best aircraft.

5 Case Study

A computer program has been written for applying the evaluation method described above. Based on this program a case study with four alternative aircraft types (A1, A2, FOKKER 100, Boeing 737-600) has been carried out, the content and results of which are given below.

5.1 General Information of Four Candidate Aircraft

All of the four alternatives are aircraft with a seat capacity of around 100 seats. A1 and A2 are new proposals to be developed under a global business relationship, which are scheduled to enter service by the year 2003. They have 95 and 115 seats respectively in a two-class layout, and will compete with the other two elder ones in the market, i.e. B737-600 and FOKKER 100 which have 108 and 97 seats respectively in a two-class layout. The basic characteristics of the four aircraft are shown in Table 1.

5.2 Market Study

After a market survey and analysis, the market to be served by the candidate aircraft is set to be primarily the market for short/medium haul scheduled passenger flights, like for example, Chinese domestic flights between provincial capitals or medium-sized cities, intra-Southeast Asian flights, coastal flights in North America and intra-European flights.

According to market forecasts, it is projected that the global market represents 3000 potential deliveries of 70-150 seater aircraft over the next 20 years (1997-2016) (shown in Fig 2). The global market is divided into five typical sub-markets, they are: PR of China, with the potential market of 210 aircraft deliveries, Europe, with 720, North America, with 1290, rest of Asia, with 300, and rest of the world, with 480 deliveries.

Only the China market is selected in the case study.

5.3 Objective Tree

The objective tree for a 100-seat civil aircraft evaluation is shown in Fig 1. The objective of the aircraft project is to sell it to the airlines in the global market. So, the general objective is set as the search for the "best suitable aircraft for airlines", which means that the best one will be bought by airlines. Because the two items of "product support & family concept" and "the availability of the aircraft" are also important factors for airlines to decide on whether buying the aircraft is worth it or not, they are listed in the objective tree besides the other characteristics of the aircraft.

5.4 DOC Calculation

The DOC of aircraft for the China market are calculated in the case study. The DOC for the Europe market are also calculated and shown in attachment 1.

5.4.1 Basic Assumptions

See Tab 2.: DOC Basic Assumptions for the China Market

5.4.2 The Results of DOC Calculation

See Tab 3.: DOC Estimation for 100 seaters in the China Domestic Market

5.5 Weighting

As discussed in chapter 4, the final weights of attributes should be given by decision makers. In the absence of decision makers in this study, weights have been set by the researching scientists. They are to be understood as initial weights. The values of these weights are also shown in the objective tree. The weights of attributes on the same level of each branch are summed up to 1. The figures behind the lowest attributes of each branch are their weights in relation to the general objective (shown in Fig 1.).

5.6 Scaling

According to the criteria described in chapter 4., the maximum and minimum values of each attribute have been determined, after research and analysis, for a 10-point scale. They are given in Tab. 4. The scale values of all aircraft attributes can be obtained then for all 4 aircraft types; they are also shown in Tab. 4.

In the following, the criteria are described for determining attribute scale values for the 4 aircraft under consideration. As an example, the two attributes “product support & family concept” and “availability of the aircraft” have been selected:

“Product support & family concept”: Because the B737-600 has been developed from the Boeing 737 family, and the A1 and A2 are also to be developed on the basis of a large family which is supposed to be successful world-wide, their scale values are estimated to be 8. The FOKKER 100 has not been derived from a big family, and the FOKKER company has gone out of the market. its scale value has been set to 3, therefore.

“Availability of the aircraft”: The global air transport is projected to experience a continuation of the rapid growth well into the 21st century. Because of many old aircraft still serving domestic and international markets, as for instance in the US, there will be an aircraft retirement peak in the coming years. The A1, A2 and the B737-600 are all designed for operating in the coming century, and they will be available at the beginning of the 21st century, so a scale value of 8 is designated for them. The FOKKER 100 has been in service for more than 10 years, but is not manufactured anymore, which means that it will be taken out of the market by and by and be replaced by more advanced competitors, the scale value will therefore be set to 3.

5.7 Ranking

The results of the evaluation are shown in Tab. 5, which corresponds with the output data file of the computer program. The figures belonging to each attribute are measures of the relative contribution of the attribute to the total utility/benefit-measure (multiplied by 100). The total scores are the final results of the evaluation.

According to the results shown, it is aircraft A2 which is the best candidate aircraft, to be followed by the A1, the B737-600, and finally the FOKKER 100.

6 Tables

A/C type	A1	A2	FOKKER 100	B737-600
Cabin size				
Max. Cabin height (m)	2.10	2.10	2.01	2.13
Width of aisle (in)	25	25	21	18
Number of abreast seats	5	5	5	6
Overhead bins volume/seat (ft ³)	2.2	2.2	1.8	1.8
Pitch (in)	32	32	32	32
Interior noise (dB)	80*	80*	80*	80*
One engine inoperating ceiling (m)	6150.0	5950.0	4343.4	7559.0
Cruise speed (M)	0.78	0.78	0.73	0.782
Range (km)	3200.0	3200.0	2389.0	2830.0
Take-off & Landing performance	/	/	/	/
Take-off field length (m)	1500	1650	1855.0	<u>1650</u>
Landing field length (m)	1350	1520	1320.0	1268
Approach speed (Kt)	124	129	128	126
ACN	27	30	21	33
Maximum payload (kg)	12900	15700	11993	15450
Under floor cargo hold volume (m ³)	23.00	31.00	16.72	21.4
DOC (RMB/seat km)	/	/	/	/
For China market	0.334	0.307	0.347	0.340
Initial investment (mio US\$/seat)	0.2600	0.2400	0.25	0.3009
Exterior noise margin(epndb)	19	17	15.6	19.3
Emission (% below ICAO standard)	/	/	/	/
NO _x	42	42	37	42
CO	55	55	45	50
UHC	72	72	41	50
Product support & Family concept	8	8	3	8
Availability of aircraft	8	8	3	8

* Since these data are difficult to get the average value of the FOKKER 100 and the B737-600 has been taken for all four aircraft.

Tab 1: Aircraft Data for Evaluation

	A1	A2	B737-600	FOKKER 100
Aircraft Price (million US\$)	25.00	28.00	32.50	25.00
Engine Price (million US\$)	3.75	4.00	4.00	4.00
Stage Length (nm)	500			
Annual Utilisation (block hours)	2500			
MTOGW (ton)	49.900	54.200	56.296	45.810
OWE (ton)	29.800	31.450	36.030	24.747
Maximum Payload (ton)	12.900	15.700	15.450	11.993
SLST (lb.)	17500	19000	20000	15100
Number of Seats	95	115	108	97
First Class	8	8	8	12
Economy Class	87	107	100	85
Passenger Load Factor	100%			
Block Time (hour)	1.445	1.445	1.385	1.530
Flight Time (hour)	1.195	1.195	1.135	1.280
Block Fuel (ton)	2.192	2.324	2.664	2.870
Fuel Price	2750 RMB/ton			
Catering – First Class	40 RMB per pax			
Economy Class	25 RMB per pax			
Maintenance Labour Rate—in House shop	US\$29/hour US\$60/hour			
Cockpit Staff per Crew	2			
Payment per Staff per Month	8000 RMB			
Maximum Flight Hours per Month	80 hours			
Cabin Staff per Crew	4	5	4	4
Payment per Staff per Month	6000 RMB			
Maximum Flight Hours per Month	80 hours			
Aircraft Annual Insurance Rate	0.688% of aircraft price			
Spares Annual Insurance Rate	0.125% of spares price			
Exchange Rate	US\$1= 8.3 RMB			
Annual Interest Rate	12%			
Loan Share	85% of total investment			
Repayment Period	12 years			
Number of Repayment per Year	2			
Depreciation Period	10 years			
Residual Value	10% of aircraft price			
Airframe Spares	10% of airframe price			
Engine Spares	35% of 1 engine price			
Number of Engines	2			

Tab 2: DOC Basic Assumptions for the China Market

<i>A/C Type</i>	<i>A1</i>	<i>A2</i>	<i>B737-600</i>	<i>FOKKER 100</i>
Stage length (nm)	500			
Annual Utilisation (block hour)	2500			
Annual One Way Trips	1730	1730	1805	1633
MTOGW (ton)	49.900	54.200	56.296	45.810
Operating Weight Empty (ton)	29.800	31.450	36.030	24.747
Maximum Payload (ton)	12.900	15.700	15.450	11.993
Sea Level Static Thrust of 1 engine (lb.)	17500	19000	20000	15100
Seats	95	115	108	97
First Class	8	8	8	12
Economy class	87	107	100	85
Passenger Load Factor	100%			
Passengers Carried	95	115	108	97
Passenger + Baggage (ton)	0.0908			
Passenger Payload (ton)	8.626	10.442	9.806	8.808
Block Time (BH)	1.445	1.445	1.385	1.530
Taxi Time (minute)	15			
Flight Time (FH)	1.195	1.195	1.135	1.280
Block Fuel (ton)	2.192	2.324	2.433	2.620
Fuel Price (RMB/ton)	2750			
Catering per Passenger (RMB)	40			
First Class	25			
Economy Class				
Maintenance Cost	29			
Labour Rate in-house (US\$/man-hour)	60			
Labour Rate shop (\$/man-hour)				
Airframe Labour Cost (\$/trip)	82,06	84,12	87,48	78,82
Man-hours per Flight Hour (mh/fh)	1.28	1.30	1.34	1.23
Man-hours per Flight Cycle (mh/fc)	1.30	1.35	1.49	1.14
Airframe Material Cost (\$/trip)	165.63	173.42	191.36	146.09

Tab 3: DOC Estimation for 100-Seaters for the China Domestic Market

A/C Type	A1	A2	B737-600	FOKKER 100
Cost per Flight Hour (\$/fh)	55.71	57.28	61.64	50.91
Cost per Flight Cycle (\$/fc)	99.05	104.97	121.40	80.93
Engine Labour Cost (\$/trip)	73,68	79,32	78,91	69,24
Man-hours per Flight Hour In-house(mh/fh)	0.15	0.16	0.16	0.13
Man-hours per Flight Hour Shop (mh/fh)	0.96	1.03	1.08	0.84
Engine Material Cost (\$/trip)	146,21	149,96	146,90	147,65
Cost per Flight Hour In-house (\$/fh)	90.01	91.57	92.61	87.53
Cost per Flight Cycle Shop (\$/fc)	38.64	40.53	41.79	35.62
Airport Charges (RMB)				
Take-off /Landing Fee per ton	5			
Take-off /Landing Fee	250	271	281	229
Terminal Fee per Passenger	40			
Terminal Fee	3040	3680	3456	3104
Line Maintenance Fee	75	81	84	69
Cleaning Fee	60	65	68	55
Transport Service Fee per Tonne	50			
Transport Service Fee	645	785	773	600
Security Fee	194	236	232	180
Airport Control and Communications	250	271	281	229
Total	4512	5389	5175	4465
Navigation Fee per Kilometre	0.3			
Navigation Fee (RMB)	277.95			
Cockpit Crew Assumptions				
Staff per Crew	2			
Payment Per Capita per Month (RMB)	8000			
Maximum Flight Hours per Month	80			
Cost per Flight Hour	200			
Cabin Crew Assumptions				
Maximum Seats per Attendant	35			
Staff per Crew	4	5	4	4
Payment Per Capita per Month (RMB)	6000			
Maximum Flight Hours per Month	80			
Cost per Flight Hour	300	375	300	300

Tab 3: DOC Estimation for 100-Seaters for the China Domestic Market (continued)

<i>A/C Type</i>	<i>A1</i>	<i>A2</i>	<i>B737-600</i>	<i>FOKKER 100</i>
Annual Insurance Rate				
Aircraft (of aircraft price)			0.688%	
Spares (of spare price)			0.125%	
Exchange Rate (1 US\$ to RMB)			8.3	
Annual Interest Rate			12%	
Loan Share (of total investment)			85%	
Repayment Period			12	
Number of Repayment per Year			2	
Depreciation Period (years)			10	
Residual Value (of aircraft)			10%	
Airframe Spares (of airframe price)			10%	
Engine Spares (of engine price)			35%	
Number of Engines	2	2	2	2
Total Investment (million US\$)				
Aircraft Price	25,00	28,00	32.50	25.00
Engine Price	3.75	4.00	4.00	4.00
Airframe Spares	1.75	2.00	2.45	1.70
Engine Spares	2.63	2.80	2.80	2.80
Total	29.38	32.80	37.75	29.50
Total Investment (million RMB)				
Aircraft Price	207.50	232.40	269.75	207.50
Engine Price	31.13	33.20	33.20	33.20
Airframe Spares	14.53	16.60	20.34	14.11
Engine Spares	21.79	23.24	23.24	23.24
Total	243.81	272.24	313.33	244.85
DOC per Trip (RMB)				
Cash Operating Cost				
Fuel	6028.00	6391.00	6690.75	7205.00
Catering	2495.00	2995.00	2820.00	2605.00

Tab 3: DOC Estimation for 100-Seaters for the China Domestic Market (continued)

<i>A/C Type</i>	<i>A1</i>	<i>A2</i>	<i>B737-600</i>	<i>FOKKER 100</i>
Maintenance	3880.91	4040.61	4188.59	3666.95
Airport Charges	4512.23	5388.84	5175.21	4465.33
Navigation Fee	277.95	277.95	277.95	277.95
Cockpit Crew	239.00	239.00	227.00	256.00
Cabin Crew	358.50	448.13	340.50	384.00
Total	17791.59	19780.52	19720.00	18860.24
Ownership Cost				
Depreciation	12683.89	14162.77	15622.85	13494.49
Interest Charge	4553.58	5084.51	5608.69	4844.59
Insurance	851.44	953.01	1058.36	902.81
Total	18088.91	20200.30	22289.91	19241.89
DOC per Trip (RMB)	35880.50	39980.82	42009.91	38102.13
DOC per Block Hour (RMB)	24830.80	27668.39	30332.06	24903.35
DOC per Seat-kilometre	0.408	0.375	0.420	0.424
DOC per Seat-kilometre related to A1	0.00	-7.95%	2.99%	4.00%
DOC per Seat-kilometre related to A2	8.64%	0.00	11.89%	12.99%

Tab 3: DOC Estimation for 100-Seaters for the China Domestic Market (continued)

A/C type	A1	A2	FOKKER 100	B737-600	scale	
	Scale Value				<i>min</i>	<i>max.</i>
Cabin size	/	/	/	/		
Max. Cabin height	5.00	5.00	2.75	5.75	1.9	2.3
Width of aisle	8.00	8.00	4.00	1.00	17	27
Number of abreast seats	10.00	10.00	10.00	0.00	5	6
Overhead bins volume/seat	8.33	8.33	1.67	1.67	1.7	2.3
Pitch	5	5.00	5.00	5.00	31	33
Interior noise	5	5.00	3.50	5.00	70	90
One engine inoperating ceiling	5.25	4.92	2.24	7.60	3000	9000
Cruise speed	5.33	5.33	2.00	5.47	0.7	0.85
Range	7.50	7.5	0.74	4.42	2300	3500
Take-off & Landing performance					/	/
Take-off field length	6.82	6.14	5.20	6.14	800	3000
Landing field length	7.50	6.73	7.64	7.87	800	3000
Approach speed	6.67	2.50	3.33	5.00	120	132
ACN	5.20	4.00	7.60	2.80	15	40
Maximum payload	3.17	7.83	1.66	7.42	11000	17000
Under floor cargo hold volume	5.20	8.40	2.69	4.56	20	35
DOC					/	/
For China market	3.39	3.94	3.12	3.27	0.01	0.5
Initial investment	4.90	5.31	5.10	4.06	0.01	0.5
Exterior noise margin	6.33	5.67	5.20	6.43	0	30
Emission					/	/
NO _x	4.67	4.67	4.11	4.67	0	90
CO	6.11	6.11	5.00	5.56	0	90
UHC	8.00	8.00	4.56	5.56	0	90
Product support & Family concept	8	8	3	8	0	10
Availability of aircraft	8	8	3	8	0	10

Tab 4. The Scale Values of Aircraft

Objectives	A1	A2	FOKKER 100	B737-600
DOC/seat-km	135.51	157.55	124.80	130.61
Initial investment/seat	48.98	53.06	51.02	40.63
Cost	184.49	210.61	189.80	171.24
Range	11.25	11.25	1.11	6.62
TO & landing performance				
Take-off field length	2.56	2.30	1.95	2.30
Landing field length	2.81	2.52	2.86	2.95
Approach speed	2.50	0.94	1.25	1.88
ACN	1.95	1.50	2.85	1.05
Cruise speed	8.00	8.00	3.00	8.20
Max. payload	19.00	47.00	9.93	44.50
Under floor cargo hold volume	22.77	38.07	12.10	20.52
Performance	70.84	111.58	35.05	88.02
Cabin size				
Max. cabin height	10.50	10.50	5.78	12.08
Width of aisle	7.20	7.20	3.60	0.90
Number of abreast seats	9.00	9.00	9.00	0.00
Overhead bins volume/seat	5.00	5.00	1.00	1.00
Pitch	7.50	7.50	7.50	7.50
Interior noise	30.00	30.00	30.00	30.00
One engine inoperating ceiling	15.75	14.75	6.71	22.80
Comfort	84.95	83.95	63.59	74.27
Exterior noise	34.83	31.17	28.60	35.38
Exhaust emission				
NO _x	7.00	7.00	6.17	7.00
CO	9.17	9.17	7.50	8.33
UHC	12.00	12.00	6.83	8.33
Environmental influence	63.00	59.33	49.10	59.05
Product support and Family concept	40.00	40.00	15.00	40.00
Availability of aircraft	40.00	40.00	15.00	40.00
Total score	483.28	545.48	353.56	472.59

Tab 5: Evaluation Results

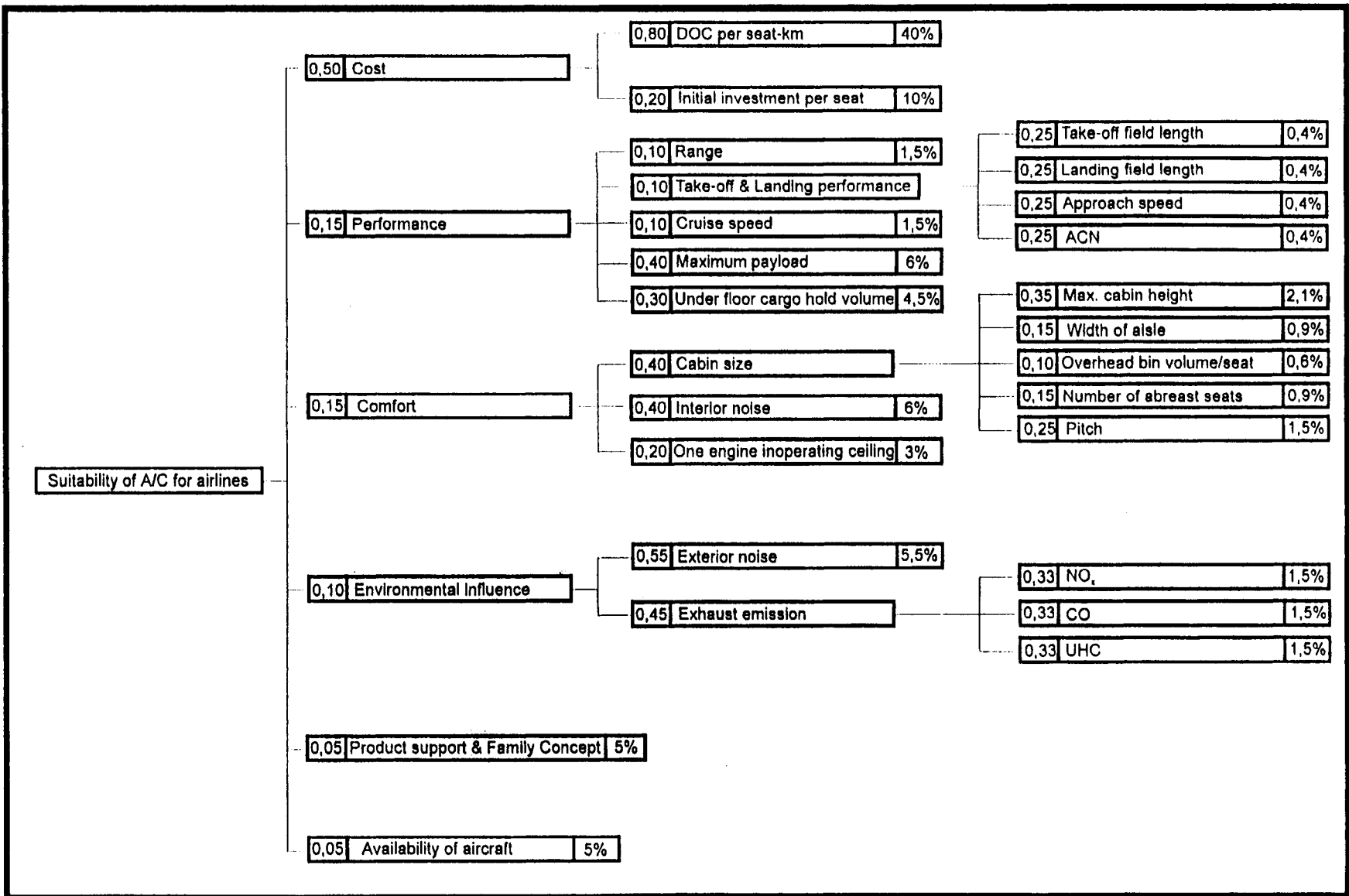


Fig. 1: Objective Tree for Civil A/C Evaluation and Weights of Attributes

Potential Global Deliveries of 70-150 Seats Jet Aircraft over the next 20 Years (1997-2016)

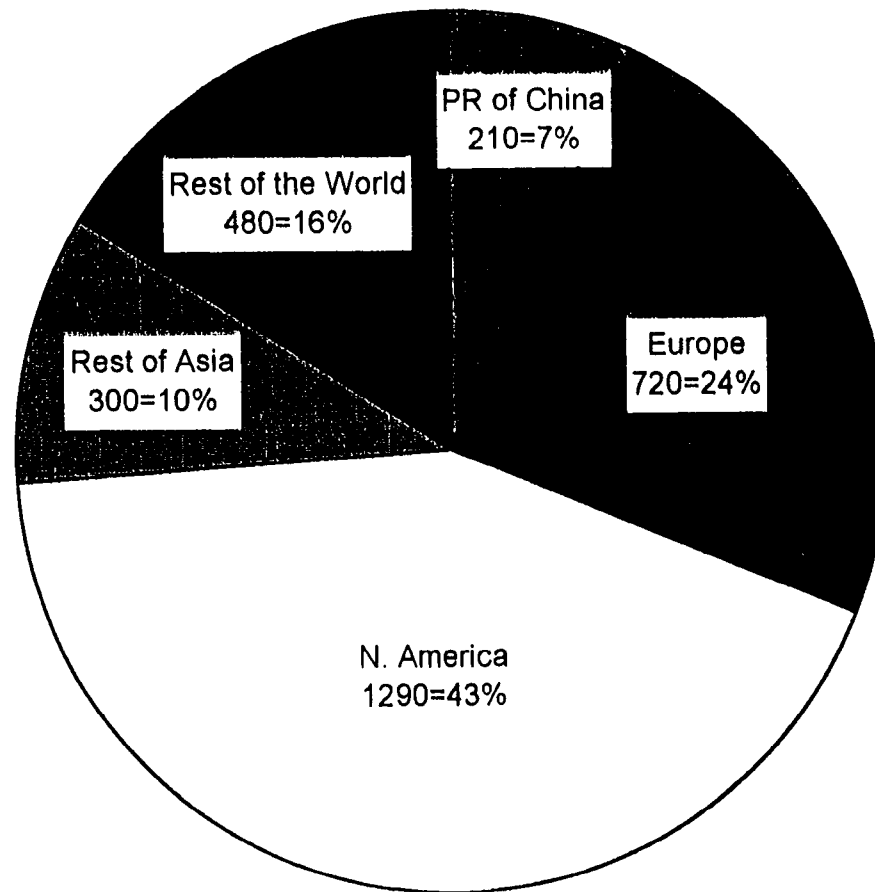


Fig. 2: Market Requirements

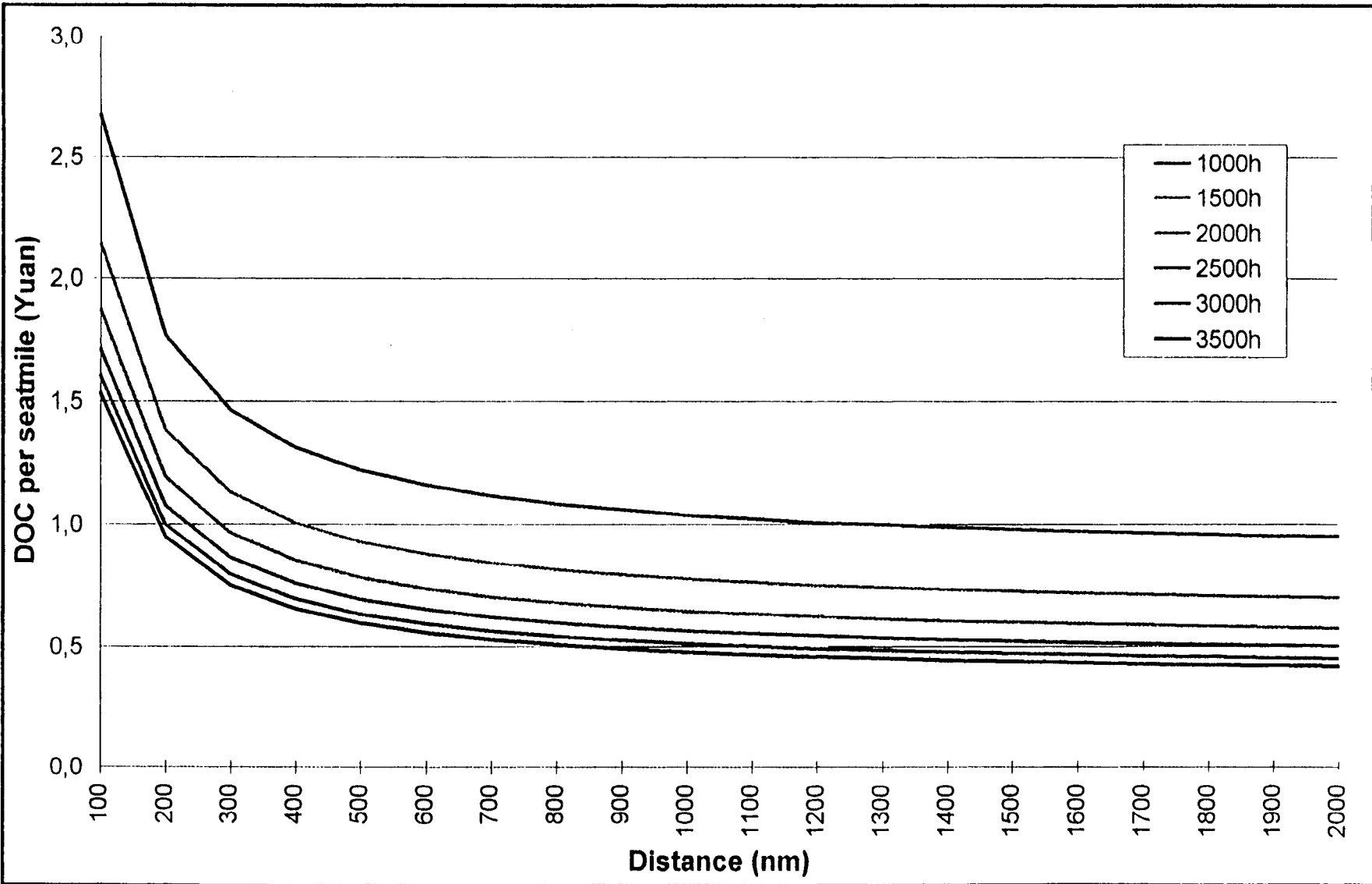


Fig. 3: DOC versus Distance by Yearly Utilisation for Aircraft A2

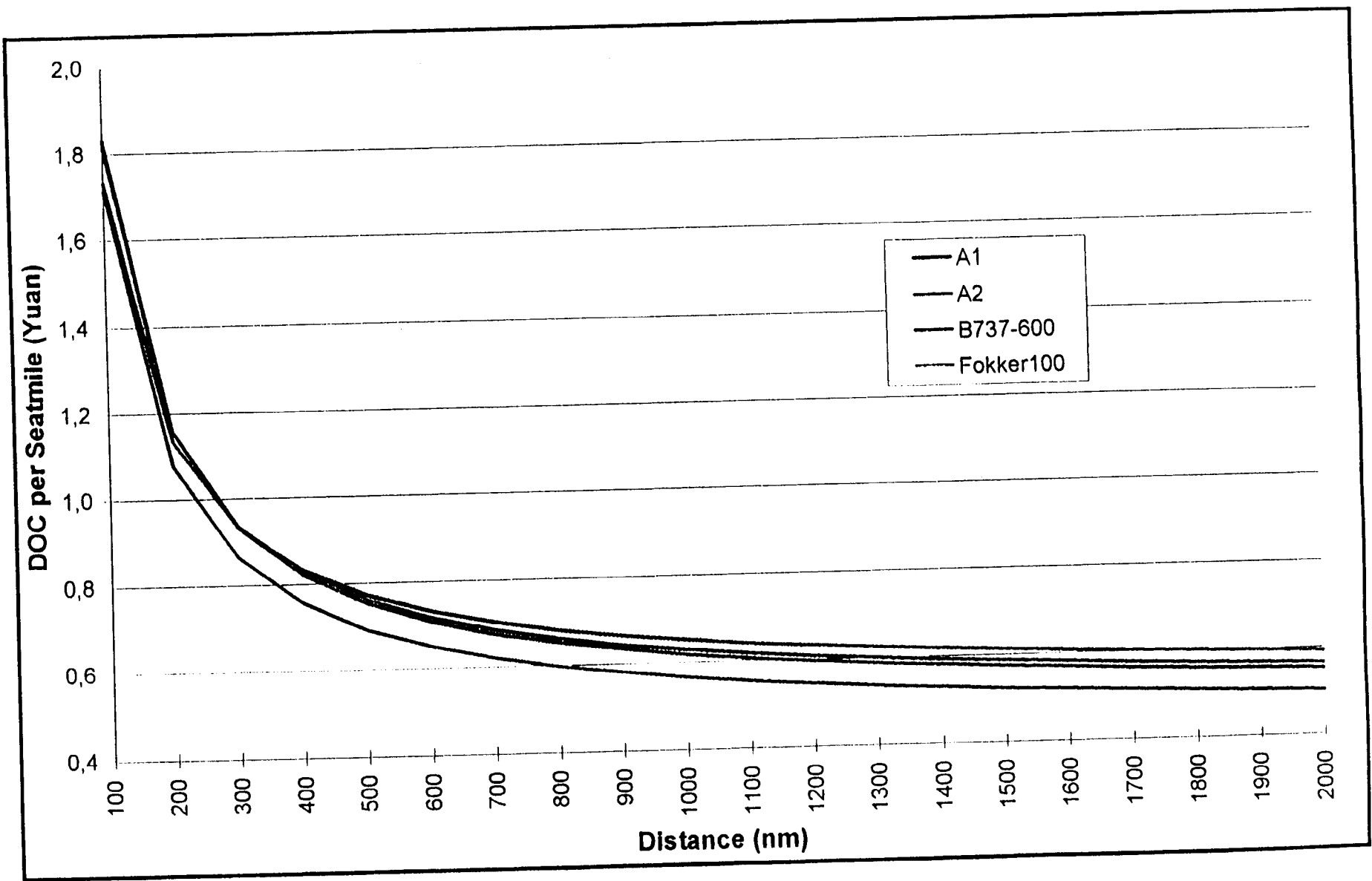


Fig. 4: DOC versus Distance by Aircraft Type (yearly utilisation 2500 h)

8 Attachment 1

DOC Estimation in Intra-European Market for 100-Seater Aircraft

Exchange rate (1US\$ to RMB)	8.30			
Exchange rate (1US\$ to DM)	1.76			
Exchange rate (1DM to RMB)	4.71			
Unit exchange (1nm to kilometre)	1.85			
Unit exchange (1lb to kilogram)	0.45			
<i>A/C type</i>	<i>A1</i>	<i>A2</i>	<i>B737-600</i>	<i>FOKKER-100</i>
Total investment of aircraft, equipment and spare parts (mio. US\$)	29.38	32.80	37.75	29.50
Total aircraft price (mio. US\$)	25.00	28.00	32.50	25.00
Aircraft seats number	95	115	108	97
Passenger load factor	100%			
Stage length (nm)	500			
Block time per trip (hours)	1.445	1.445	1.385	1.530
Flight time per trip (hours)	1.195	1.195	1.135	1.280
Annual utilisation (block hours)	2500.00			
Annual one way trips	1730.00	1730.00	1805.00	1633.00
1. Fixed Cost				
1.1 Depreciation and Interest				
Total investment of aircraft, equipment and spare parts (mio. DM)	51.70	57.73	66.44	51.92
Depreciation period (years)	14			
Residual value	0%			
Rate of interest	9%			
1/k	7.79			
k (annual depreciation factor)	0.13			
Depreciation & interest cost (mio. DM)	6,64	7,41	8,53	6,67
1.2 Insurance				
Passengers carried	95	115	108	97
Stage length (kilometres)	926.50			
Annual Insurance Cost (mio. DM)	0,29	0,32	0,37	0,29
1.3 crew				

Cockpit crew				
Basic salary (DM)	23000.00			
Staff per crew	2.00			
Fixed monthly payment per cockpit crew member (DM)	41610.83			
Maximum flight hours per month	80.00			
<i>Fixed payment per flight hour (DM)</i>	1040,27			
Cabin crew				
Basic salary (DM)	17000.00			
Staff per crew	4.00			
Fixed monthly payment per cabin crew member (DM)	20400.00			
Maximum flight hours per month	80.00			
<i>Fixed payment per flight hour (DM)</i>	1020,00			
2. Variable cost				
2.1 Fuel				
Fuel price (DM/ton)	407			
Fuel consumption per trip (ton)	2.192	2.324	2.433	2.620
<i>Fuel cost per trip (DM)</i>	893.11	946.89	991.30	1067.49
2.2 Maintenance cost				
2.2.1 Airframe/system maintenance cost				
Operating weight empty (ton)	29.800	31.450	36.030	24.747
Maximum take-off weight (ton)	49.900	54.200	56.296	45.810
Maximum zero-fuel weight (ton)	42.750	47.261	47.600	35.835
Year of calculation	2008			
Total aircraft price (mio. DM)	44.00	49.28	57.20	44.00
Development age since certification (years)	5	5	11	22
Service age since delivery (years)	3	3	9	20
Labour rate (DM/mh)	105.60			
Average flight time on the route network (hours)	1.50			
Stage flight time (hours)	1.20	1.20	1.14	1.28
Material price index	59.06	62.68	63.50	71.12
Technical maturity parameter	2.67	2.67	8.22	19.10
Cost ratio labour/material	4.86	4.45	4.10	4.44
Cost share of labour	0.83	0.82	0.80	0.82
Cost share of material	0.17	0.18	0.20	0.18

Cost ratio hourly/cyclic (flight time = 1 hour)	0.22	0.20	0.24	0.36
Three parts of final cost				
p1	2050.56	2165.27	2451.95	1766.72
p2	1.01	1.01	1.04	1.14
p3	2.25	2.33	2.28	1.90
Direct airframe maintenance cost per flight hour (DM)	834,84	915,62	1050,39	689,92
Direct airframe maintenance cost per flight hour (US\$)	474,34	520,24	596,81	392,00
2.2.2 Engine maintenance cost				
Bypass ratio	5.60			
Overall pressure ratio	32.30			
Number of main engine shafts	1			
Number of compressor stages, including fan stages	12			
Engine sea level static thrust (lb.)	17500.00	19000.00	20000.00	15100.00
Engine sea level static thrust (ton)	7.95	8.63	9.08	6.86
Labour efficiency	1.33			
Labour maturity factor (new=1,mature=0.72)	0.90	0.90	0.90	0.72
Thrust derating factor	0.95			
Material maturity factor (new=1,mature=0.625)	0.90	0.90	0.90	1.00
Material inflation factor since 1980	2.00			
Number of engine per aircraft	2.00			
c1	0.99			
c2	1.15			
c3	0.88			
k1	0.87			
k2	2.00			
Time dependent labour cost DM/Eh	53.47	56.28	58.13	39.05
Time dependent material cost DM/Eh	84.76	90.06	93.59	84.75
Direct engine maintenance cost per flight hour (DM)	577,18	611,08	650,99	499,10
Direct engine maintenance cost per flight hour (US\$)	327,94	347,20	369,88	283,58
Total Maintenance Cost per flight hour (DM)	1412,02	1526,70	1701,38	1189,02
Total Maintenance Cost per flight hour (US\$)	802.28	867,44	966.69	675,58
2.3 Landing fee, airport handling fee and ATC	2684.86	2823,13	2889,53	2550,54

cost (DM)				
Landing fee	770.51	831.28	860.90	712.70
Handling fee	595.67	617.53	627.99	574.36
Navigation fee	1318.68	1374.32	1400.64	1263.48
DOC per trip(DM)	11732,86	12528,98	13083,93	12038.62
Fixed Cost	6467,53	6934,56	7272,03	6898.64
Depreciation & Interest	3838.15	4285.66	4727.48	4083.44
Insurance	167.36	186.88	206.14	178.06
Cockpit Crew cost	1243.12	1243.12	1180.71	1331.55
Cabin Crew cost	1218.90	1218.90	1157.70	1305.60
Variable Cost	5265,33	5594,42	5811,90	5139,98
Fuel	893.11	946.89	991.30	1067.49
Airframe/System maintenance cost	997.63	1094.16	1192.19	883.10
Engine maintenance cost	689.73	730.24	738.87	638.84
Total maintenance cost	1687.36	1824.40	1931.06	1521.95
Landing fee, airport handling fee and ATC cost	2684.86	2823.13	2889.53	2550.54
DOC per block hour (DM)	8119,62	8670,57	9446,88	7868,38
DOC per seat-mile (DM)	0,247	0,218	0,242	0,248
DOC per Seat-mile related to A1	0.00	-11.79%	-1.91%	0.49%
DOC per Seat-mile related to A2	13.36%	0.00	11.20%	13.92%
DOC per trip (RMB)	55261,79	59011,49	61625,30	56701,90
Fixed Cost	30462,09	32661,78	34251,25	32492,60
Depreciation & Interest	18077.67	20185.45	22266.43	19232.98
Insurance	788.28	880.20	970.93	838.66
Cockpit Crew cost	5855.11	5855.11	5561.13	6271.58
Cabin Crew cost	5741.02	5741.02	5452.77	6149.38
Variable Cost	24799,70	26349,70	27374,04	24209,30
Fuel	4206.54	4459.85	4669.03	5027.89
Airframe/System maintenance cost	4698.84	5153.50	5615.23	4159.41
Engine maintenance cost	3248.63	3439.42	3480.09	3008.96
Total maintenance cost	7947.47	8592.92	9095.31	7168.36
Landing fee, airport handling fee and ATC cost	12645.68	13296.93	13609.70	12013.04
DOC per block hour (RMB)	38243,45	40838,40	44494,80	37060,07
DOC per seat-mile (RMB)	1,163	1,026	1,141	1,169

HANS SCHNIEDER, DASA Airbus, Hamburg

Methode zur Bewertung von Projekten und Technologien

METHODE ZUR BEWERTUNG VON PROJEKTEN UND TECHNOLOGIEN IM ZIVILEN FLUGZEUGBAU

H. Schnieder
Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
Kreetslag 10, 21129 Hamburg

1. EINFÜHRUNG

Die zukünftige Marktsituation im Luftverkehr ist gekennzeichnet durch deutlich schärferen Wettbewerb der Luftverkehrsgesellschaften untereinander. Diese Tendenz wird sich in der Auswahl des Fluggerätes widerspiegeln. Die Kriterien dieser Auswahl werden sich vor allen Dingen auf das wirtschaftliche Ertragspotential der zur Verfügung stehenden Flugzeuge aus der Sicht des Betreibers in der Einzelbetrachtung, aber auch im Flottenverbund ausrichten. Es ist somit für den Erfolg eines neuen Flugzeugprogrammes von ausschlaggebender Wichtigkeit für den Flugzeughersteller sehr frühzeitig nicht nur eine realistische Einschätzung des wirtschaftlichen Potentials des gesamten neuen Entwurfes, sondern auch seiner Einzelkomponenten zu finden.

Bereits in den frühen Phasen des Projektes liegen viele Technologievorschläge vor, die in ihrer wirtschaftlichen Auswirkung sowohl auf den Betreiber als auch auf den Hersteller bewertet werden müssen, um für das Gesamtprojekt ein Optimum bilden zu können.

Um die Auswirkungen der einzelnen Technologien mit der Vielzahl der durch sie geänderten Parameter werten zu können, muß dazu ein ganzheitliches Bewertungsverfahren angesetzt werden. Aufgabe dieses Verfahrens muß es sein, den späteren Einsatz in seiner ganzen Vielschichtigkeit zu simulieren, um die Belastung als auch das Verdienstpotalential aus der Sicht des Kunden quantifizierbar zu machen.

Für den Hersteller gibt die Durchführung einer abgesicherten Projekt- und Technologiebewertung gerade in der Definitionsphase bei den gewaltigen prognostizierten Programmkosten erst die Planungssicherheit für eine zielgerichtete Projektdurchführung. Letztlich wird das wirtschaftliche Überleben des Flugzeugherstellers davon abhängen, ob er in der Lage ist, Programmkosten und wirtschaftliches Verbesserungspotential so miteinander zu verzahnen, daß er sich mit der Attraktivität seines Endproduktes deutlich von der Konkurrenz absetzen vermag.

Durch die Anwendung der bei der Daimler-Benz

Aerospace Airbus entwickelten Methode [3] werden die Auswirkungen der einzelnen Technologien auf das wirtschaftliche Umfeld des Herstellers und des Kunden prognostiziert, und Kriterien für die Auswahl aus der Liste der möglichen technologischen Verbesserungen für ein Flugzeug erarbeitet, so daß dadurch eine zielgerichtete und damit kosteneffiziente Entscheidung für die Technologieeinführung vorbereitet werden kann.

Diese Bewertung auf der Basis einer Kosten- und Leistungsprognose (im Gegensatz zu der später durchzuführenden Kalkulation) zielt ganz bewußt auf die frühen Phasen der Flugzeugentwicklung, die einen großen Einfluß auf die Festlegung der Lebenswegkosten des Gesamtprojektes hat (Abb. 1).

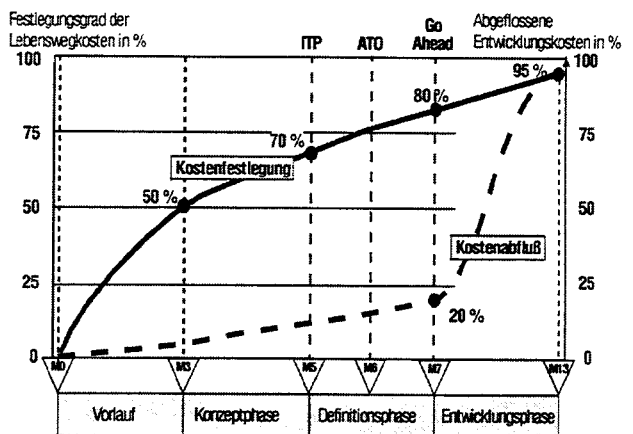


Abb. 1 Kostenfestlegung und Kostenabfluß in Abhängigkeit von den Projektphasen

2. TECHNOLOGIEBEWERTUNG

2.1 PROBLEMSTELLUNG

Grundsätzlich ist der zunächst einmal triviale Ansatz bei der Entwicklung eines neuen Projektes oder auch bei der Einführung einer neuen Technologie zu beachten, nach dem zwei Ziele erfüllt werden müssen:

- die Erfüllung der Kundenanforderungen

bei gleichzeitiger

- wirtschaftlicher Machbarkeit für den Hersteller

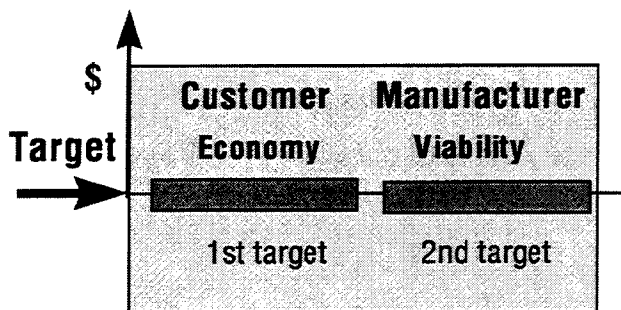


Abb. 2: Zwei Ziele, die gleichzeitig erreicht werden müssen

2.2 KUNDENANFORDERUNGEN

Eine weltweite Umfrage bei den Luftverkehrsgesellschaften nach den Entscheidungskriterien zur Beschaffung neuer Flugzeuge [1] zeigte, daß die wirtschaftlichen Randbedingungen des Flugzeugeinsatzes zu den Hauptkriterien zählen, die in diesen Entscheidungsprozeß herangezogen werden. Es wurde in diesem Workshop bereits vorgetragen [2], daß sich diese wirtschaftlichen Randbedingungen nicht nur auf Vorteile aus dem operativen Einsatz beziehen, sondern zunehmend stärker auch auf die "Key Buying Factors" und die "Added Values" abstützen. Nicht zuletzt hängt das mit der Reife des Flugzeugentwurfes zusammen, der es immer schwieriger macht, operative Vorteile gegenüber der Konkurrenz zu erarbeiten. Das hat Auswirkungen auf die Methode zu ihrer Berechnung. Der Vergleich konkurrierender Flugzeuge oder die Auswirkungen neuer Technologien an einem Flugzeug mit Hilfe der DOC - Methode (Direct Operating Cost) aufzuzeigen, ist weitestgehend standardisiert und soll hier nicht näher betrachtet werden. Die Abb. 3 zeigt diesen prinzipiellen Vergleich der relativen Sitzmeilenkosten am Beispiel einer A3XX gegenüber der konkurrierenden B747-400. Über den mit Hilfe der Größensteigerung des A3XX - Projektes gegenüber einer B747-400 relativ einfach zu erzielenden Reduktion der spezifischen Sitzmeilenkosten, ist es das Bestreben der Projektleitung, eine darüber hinaus gehende Reduzierung der DOC zu erzielen. Dies kann in der Hauptsache durch die Integration neuer Technologie erreicht werden. Die Nachteile dieses DOC - Vergleiches, der ausschließlich auf dem Vergleich von Kosten beruht, ist, daß die zusätzlichen Leistung dieser Technologie nur zum Teil berücksichtigt wird. Das möglicherweise vorhandene zusätzliche Verdienstpotalential wird mit der DOC -

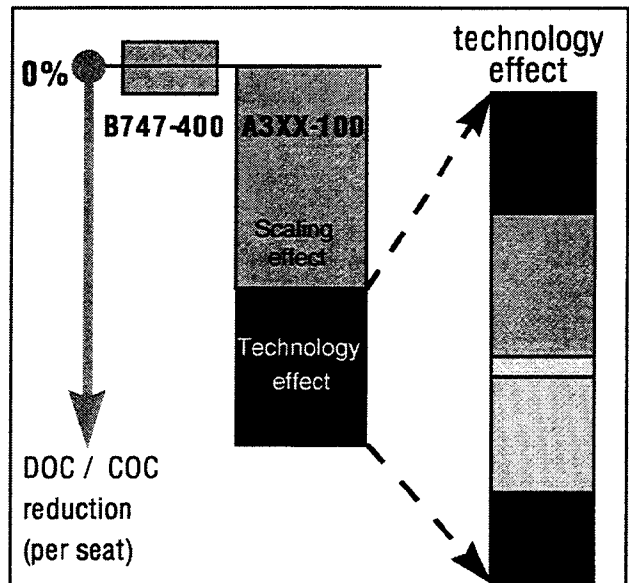


Abb. 3: Kundeneffekt, DOC Vergleich

Methode überhaupt nicht abgedeckt, so wie Langzeiteffekte nur sehr pauschal enthalten sind. Aus diesem Grunde wurde die Methode zur Beschreibung der Kundenanforderungen vom DOC Verfahren zum Aircraft Cash Flow Verfahren erweitert,

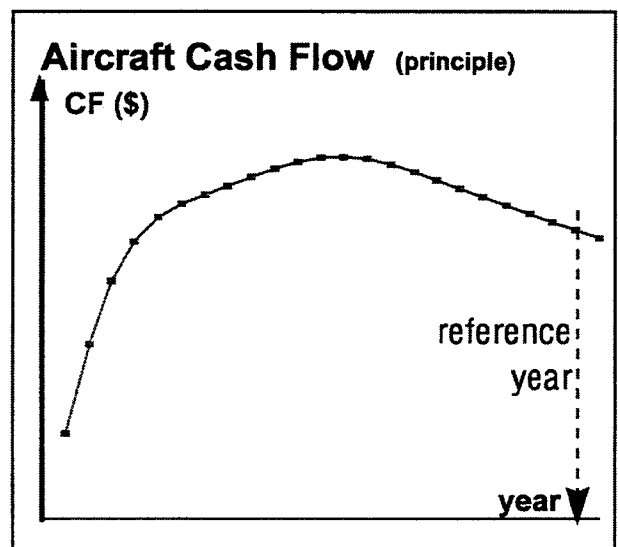


Abb. 4: Kundeneffekt; Cash Flow Verfahren

mit dem es ermöglicht wird, den Wert der Investition „Flugzeug“ auch über das Lebenszeit – Verdienstpotalential zu beschreiben. Im Kapitel 4 werden die Parameter zur Quantifizierung der Kundenanforderungen noch näher behandelt. Der typische Verlauf des Aircraft Cash Flows ist in der Abb. 4 wiedergegeben.

Die Annahmen, die dieser Kurve zugrunde liegen, gehen von einer Anzahlung aus, und einer anschließenden Finanzierung des Investitionsgutes über 15

Jahre. Unter der Voraussetzung einer bestimmten Route errechnet sich eine jährliche Nutzung, die zusammen mit angenommenen Sitzladefaktoren und Ticketpreisen das Einkommen simuliert. Dem stehen die jährlichen Kosten aus dem Betrieb des Flugzeuges, wie sie im DOC - Verfahren berechnet werden, zusammen mit der Simulation der indirekten Kosten, die unter anderem auch die Schulungskosten der Piloten einbezieht, gegenüber. Dieser ein und ausgehende Zahlungsstrom ändert sich über die Jahre dadurch, daß die Finanzierung der Investition abgeschlossen wird, aber auch dadurch, daß die Kosten und die Einnahmen sich nach unterschiedlichen Gesetzmäßigkeiten über die Jahre entwickeln. Der jeweils verbleibende Restwert des Flugzeuges geht ebenfalls in die Berechnung mit ein. Auf diese Weise entsteht der typische Verlauf der Aircraft Cash Flows wie er in der Abb. 4 dargestellt ist.

2.3 HERSTELLERANFORDERUNGEN

Bei der Beschreibung der Herstelleranforderungen wird ebenfalls ein Cash Flow - Verfahren angewendet, um mit ihm den finanziellen Ablauf von Entwicklung und Fertigung eines Flugzeugprojektes über der Zeitachse zu simulieren.

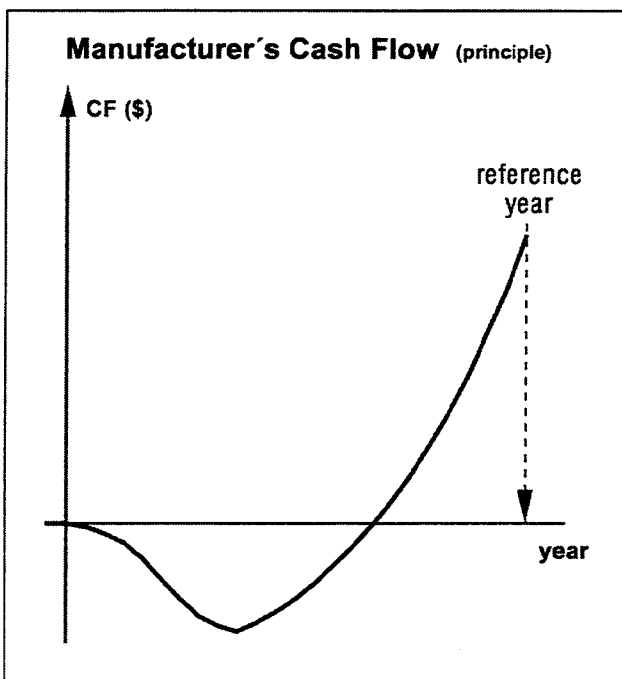


Abb. 5: Herstellereffekt, Cash Flow Methode

Das Flugzeugprogramm wird somit aus Sicht des Herstellers als Investition betrachtet, die in einem bestimmten Zeitrahmen (im Referenzjahr) eine Rendite abzuwerfen hat. Die Abb. 5 zeigt den typischen Verlauf einer solchen Cash Flow - Kurve für den Hersteller, die dadurch gekennzeichnet ist, daß die hohen Kosten und der große Zeitaufwand der Ent-

wicklung den Zahlungsstrom ins Negative fallen lassen, bevor die einsetzende Produktion nach Erreichung des "Break Even Points" die anvisierte Rendite im Referenzjahr abwirft.

Das Cash Flow - Verfahren ist somit das Verfahren, daß umfassend die wirtschaftliche Situation eines Flugzeugprogrammes aus Sicht des Herstellers zu beschreiben vermag, da in ihm alle Elemente, die die Wirtschaftlichkeit beeinflussen können, enthalten sind.

2.4 DEFINITION: TECHNOLOGIE

Die Methode der Technologiebewertung simuliert das wirtschaftliche Umfeld von Hersteller und Betreiber, indem sie - wie später beschrieben wird - das Flugzeug bzw. das Flugzeugprogramm als Investition auffaßt und die Rendite aus dieser Investition bestimmt. Eine technische Änderung des Flugzeuges bewirkt eine geänderte Rendite für den Hersteller und den Betreiber. Da jede Änderung somit als „Technologie“ interpretiert wird, ist hier eine sehr umfassende Definition für Technologie gewählt worden. Damit ist alles was den etablierten Weg des Entwurfs, des Baus und des Betriebes (State of the Art) ändert somit als „Technologie“ zu interpretieren.

Gerade in der frühen Phase des Entwurfs bietet sich eine solch weit gefaßte Definition an, da neben konfigurativen Änderungen unter anderem auch Änderungen in den Entwurfsmethoden bzw. Entwurfsprinzipien bewertet werden müssen. Natürlich sind die im üblichen Sinne verstandenen Technologien (wie unterschiedliche Materialien, geänderte Systeme, Systemarchitekturen aber auch Fertigungsprozesse und industrielle Prozesse) darin enthalten (Abb. 6).

Es ist durchaus normal, daß - vor allen Dingen in den frühen Phasen eines neuen Projektes - die angenommenen Kosten, aber auch die Leistungen, die Gewichte, und die Wirtschaftlichkeit sowohl für den Hersteller, als auch für den Betreiber noch weit von den Zielwerten entfernt sind. Nur ein Parameter, das verbindende Element zwischen Kunden und Hersteller - der Flugzeugpreis - läßt sich recht früh mit einiger Genauigkeit festlegen. Der Markt ist natürlich die Haupteinflußgröße für den Preis, aber auch, neben vielen anderen Abhängigkeiten, die Transportfähigkeit, die wiederum in Anzahl der Sitze und mögliche Reichweite ihre Hauptparameter hat. Solange diese Haupteinflußgrößen nicht geändert werden, wird sich der Preis auch nicht wesentlich ändern. Für einen neuen Projektentwurf sind dies die Basisannahmen, die nur im geringen Umfang angepaßt werden.

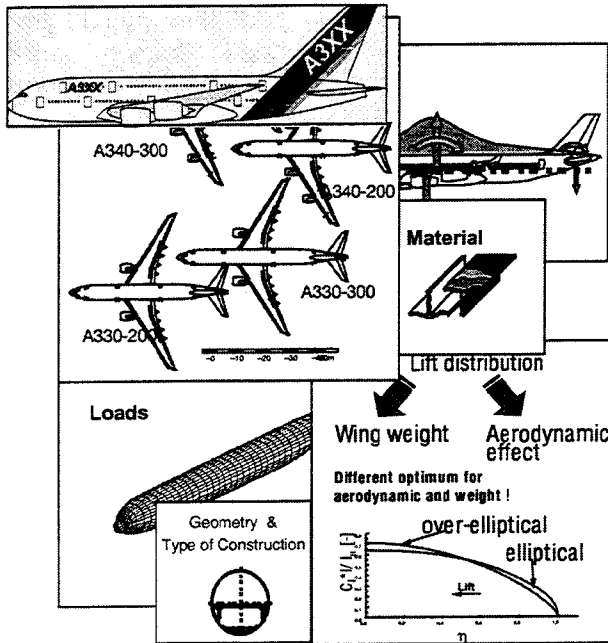


Abb. 6: Definition „Technologie“

Mit nahezu konstantem Preis und noch zu hohen Kosten, ist es damit die Aufgabe der Technologiebewertung den Einfluß von Technologien auf dieses System zu zeigen und die Balance zwischen Aufwand beim Hersteller und dem Nutzen beim Kunden deutlich zu machen. Dabei ist es in der Regel nicht zulässig, daß ein Parameter auf Kosten eines anderen verbessert wird, wie z.B. eine Gewichtsreduktion zum Nachteil von überdurchschnittlich wachsenden Herstellkosten.

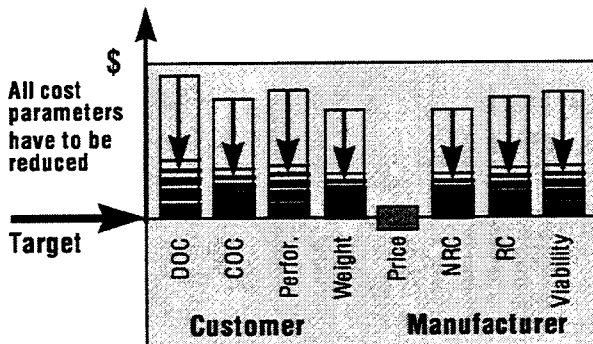


Abb. 7: Ziel ist die gleichmäßige Reduktion aller Kostenparameter

Ziel muß es daher sein, alle Kostenparameter beim Kunden und gleichzeitig beim Hersteller zu reduzieren (Abb. 7). Mit der Vorstellung der Methode zur Technologiebewertung sollen Wege aufgezeigt werden, dieses sensible Zusammenspiel grafisch darzustellen und somit eine Entscheidung für oder gegen eine Technologie zu erleichtern.

3. KRITERIEN ZUR BESTIMMUNG DER HERSTELLERINTERESSEN

Da die Auswirkungen einer Technologie auf ein Flugzeugprojekt dargestellt werden sollen, wird der Hersteller Cash Flow hier als programmspezifischer Cash Flow interpretiert. Er ist also nicht mit dem Cash Flow des Herstellers zu verwechseln, der eine ganze Produktfamilie von Standard- und Widebody-Entwürfen und Flugzeugen in den Kurz-, Mittel- und Langstreckenbereichen des Weltluftverkehrsmarktes produziert. Aus diesem Grunde wird die Entwicklung, die Produktion und der Vertrieb eines Flugzeugprojektes als eigenständige Investition verstanden, die für sich selbst die notwendige Rendite erwirtschaften muß, um als Investition gerechtfertigt zu sein. Die notwendigen Hauptparameter zur Berechnung des Hersteller Cash Flows sind bereits kurz erwähnt worden (Abb. 8):

- Entwicklungskosten (Non Recurring Cost: NRC) in ihrer Strukturierung nach Cost Chapter geordnet: (Spezifischer, nicht spezifischer Entwurf, Tests für Struktur und Systeme, Vorrichtungsbau, Windkanalversuche, Flugtests, usw.)
- Herstellungskosten (Recurring Cost: RC) (Lohn- und Materialkosten, Kosten für: Rumpf, Flügel, Leitwerk, Systeme, usw.)
- Einnahmen, Katalogpreis, Rabattsysteme, Produktionsvolumen, Kadenz, usw.
- Zeitlicher Projektablauf: Go Ahead, Entry into service, Escalation, Interest rate, usw.

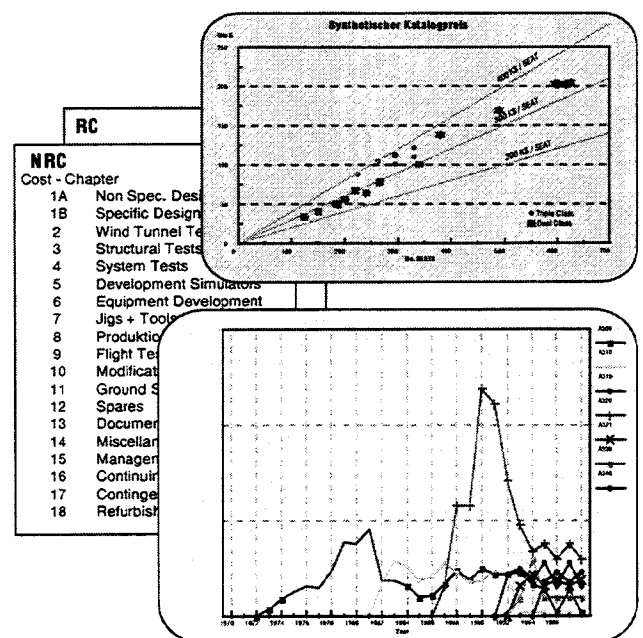


Abb. 8: Parameter um die Wirtschaftlichkeit des Herstellers zu berechnen

Die projektspezifischen Faktoren und Eingabegrößen werden zum Teil in eigenständigen Programmen berechnet bzw. prognostiziert. Durch den Einfluß von Technologie ändern sich diese Werte in sehr unterschiedlicher Weise, so daß eine Trendaussage nicht möglich erscheint. Mit der Hilfe des Cash Flow - Verfahrens (Abb. 9) ist es nun möglich diese Datenfülle so weit zu reduzieren, daß nur noch drei Ergebniswerte übrig bleiben.

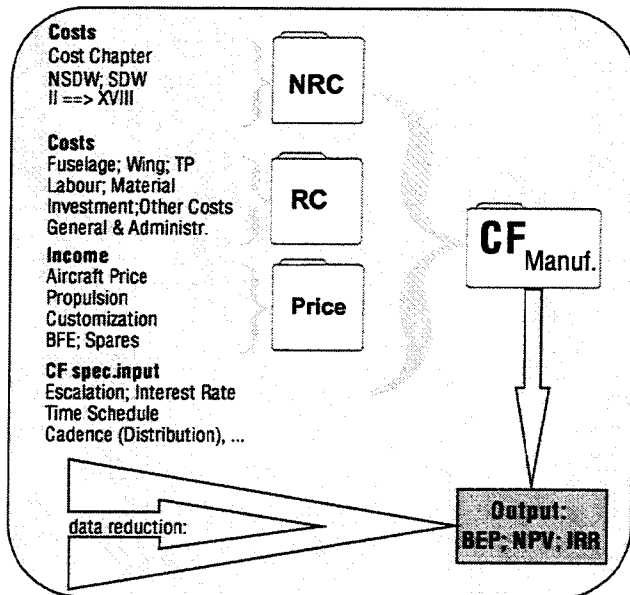


Abb. 9: Datenreduktion mit Hilfe des Cash Flow Verfahrens für den Hersteller

Im Cash Flow Verfahren (CF) werden Entwicklungskosten und stückzahlbezogenen Kosten mit den stückzahlabhängigen Einnahmen in jeden Jahr der Entwicklung und Produktion zu Periodenüberschüssen zusammengefaßt. Der wirtschaftliche Erfolg des Herstellers bei der Durchführung des betreffenden Projektes ist damit quantifizierbar in den Größen:

- Break Even Point (BEP)
(Zeitpunkt ab dem der Kapitalwert der Investition positiv wird, also die Verzinsung dieser Investition höher wird als der kalkulatorische Zinssatz)
- Net Present Value (NPV)
(Kapitalwert der Investition [\$])
- Internal Rate of Return (IRR)
(Rendite der Investition [%])

Um die Einflüsse einer Technologie auf den Hersteller aufzeigen zu können, wird zunächst einmal eine Basis CF Rechnung durchgeführt. In einem zweiten Schritt werden dann die technologiebedingten Änderungen wie zum Beispiel geänderte Entwicklungskosten, Variationen in den Herstellkosten, andere Materialien oder Fertigungsprozesse

oder Gewichtsänderungen bestimmt, um dann nochmals die CF - Rechnung zu durchlaufen. Es wird sich zeigen, daß die Änderungen infolge der Technologie einen geänderten CF - Verlauf erzeugen. Im Referenzjahr werden diese Änderungen als delta NPV bzw. delta IRR abgegriffen. Sie stellen somit die Änderung des wirtschaftlichen Ergebnisses des Herstellers infolge der Technologie dar (Abb. 10).

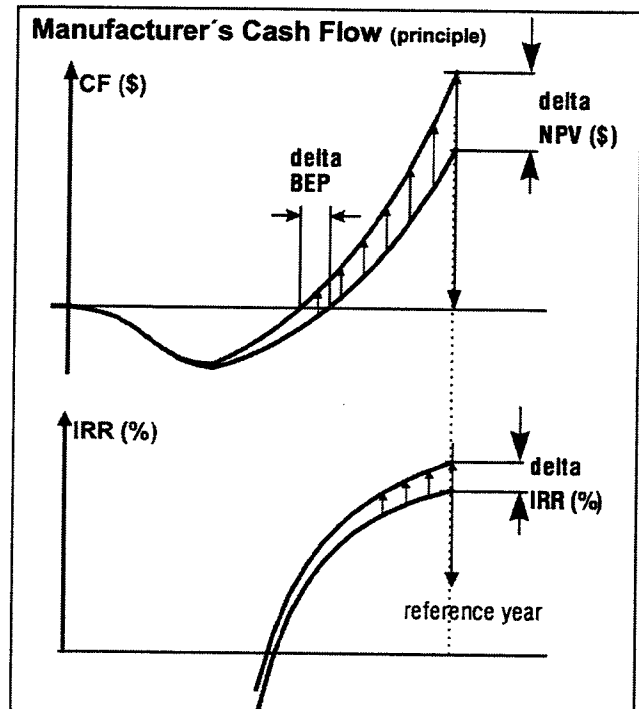


Abb. 10: Prinzipielle Darstellung der Auswirkung einer Technologie auf den Hersteller Cash Flow

Diese Vorgehensweise eignet sich vor allen Dingen zur Bestimmung der Technologieeffekte in den frühen Phasen des Entwicklungsprozesses.

4. KRITERIEN ZUR BESTIMMUNG DER BETREIBERINTERESSEN

Das wirtschaftliche Umfeld des Betreibers zur Vorbereitung einer Aircraft Cash Flow Berechnung ermittelt sich im Prinzip genau so wie es bei der Beschreibung der Herstellerinteressen gezeigt wurde. Die Kostenstruktur einer Luftverkehrsgesellschaft ist prinzipiell in der Abb. 11 dargestellt. Die TOC (Total Operating Cost) setzen sich aus den DOC (Direct Operating Cost) und den IOC (Indirect Operating Cost) zusammen. In dem weit verbreiteten und somit als bekannt angenommenen DOC - Verfahren werden die operativen Kosten des Flugzeugeinsatzes beschrieben. Diese Kosten werden in Abhängigkeit von der jährlichen Nutzung bestimmt, die wiederum in einem funktionalen Zusammenhang mit der

Reichweite steht. Dieser Teilbereich der Kosten wird am stärksten vom Flugzeugentwurf beeinflusst und kann durch technologische Änderungen geän-

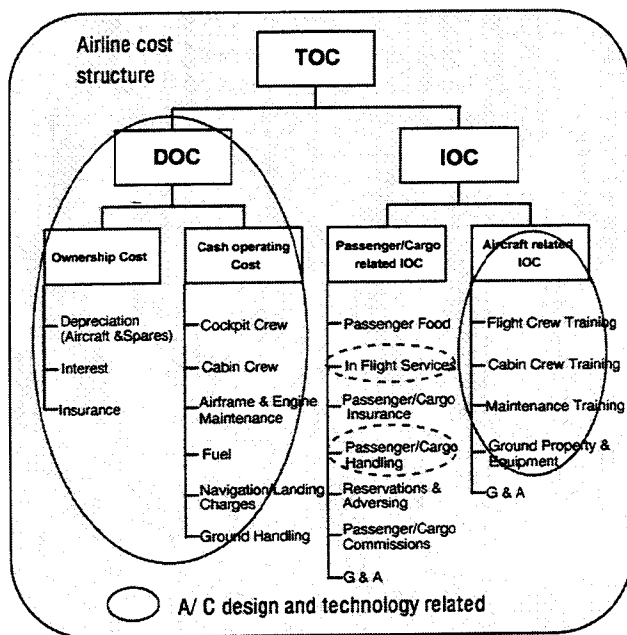


Abb. 11: Parameter um die Kosten des Betreibers zu berechnen

dert werden. Im Allgemeinen gilt das DOC Verfahren in einem Bereich der „eingeschwungenen“ Kosten der den Zeitraum der Flugzeugeinführung vermeidet, wie auch für den Bereich der ein altersbedingtes Anwachsen der Wartungskosten ausschließt.

Aber auch bei den indirekten Kosten gibt es Bereiche in der Kostenstruktur, die durch Technologieeinsatz beeinflusst werden können. Diese Bereiche sind in der Abb. 11 gekennzeichnet. Die indirekten Kosten sind nur ungenau zu bestimmen, da sie stark Airline – spezifisch sind, und darüber hinaus zusätzlich noch eine starke regionale Abhängigkeit aufweisen.

Die Einnahmen aus dem Flugzeugeinsatz entstehen aus dem Verkauf von Transportkapazität in Form von Sitzen oder Fracht. Diese Einnahmen sind ebenfalls nur mit einer großen Bandbreite zu bestimmen, da sie einer Vielzahl von Abhängigkeiten unterliegen, wie Reichweite, regionale Einflüsse, Konkurrenzsituation, Eigenverständnis und Kunden- ausrichtung, Flottengröße und Zusammensetzung, Netzstruktur, Sitzladefaktoren in Abhängigkeit von den Sitzklassen, usw.

Die Kosten und die Einnahmen müssen die Flugzeugfinanzierungsphase und den Zeitraum der durch den Alterungsprozeß ansteigenden Wartungsaufwände berücksichtigen, und unterliegen noch einer globalen zeitlichen Änderung, der Eskalation. Die sich aus Kosten und Einnahmen erge-

benden jährlichen Periodenüberschüsse werden in einer Cash Flow - Berechnung zusammengefaßt, über die eine Datenreduktion durchgeführt werden kann (Abb.12).

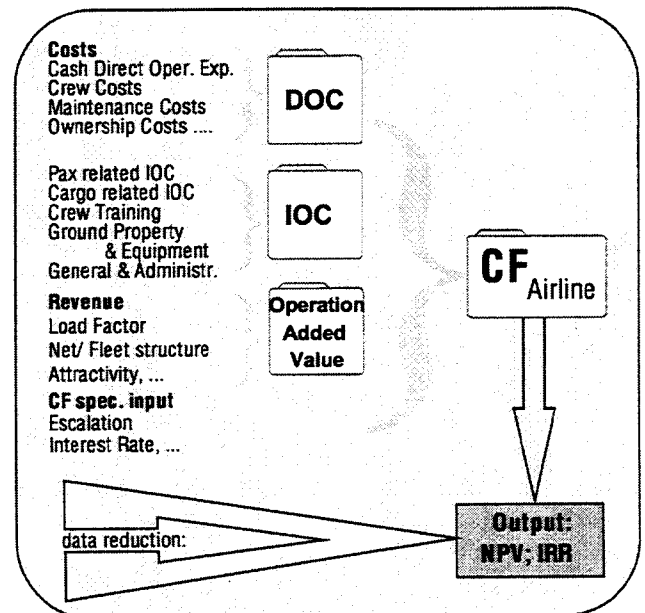


Abb. 12: Datenreduktion mit Hilfe des Cash Flow Verfahrens für den Betreiber

Das Ergebnis des Betreiber CF kann – wie beim Hersteller CF - durch zwei Parameter beschrieben werden:

- Net Present Value (NPV)
(Kapitalwert der Investition [€])
- Internal Rate of Return (IRR)
(Rendite der Investition [%])

Die Angabe eines „Break Even Points“ ist beim Betreiber CF nicht sinnvoll, da bereits ab dem ersten Einsatz ein positiver Cash Flow unterstellt wird.

Um die Einflüsse einer Technologie auf den Betreiber aufzeigen zu können, wird, entsprechend der Vorgehensweise beim Hersteller, zunächst einmal eine Basis CF Rechnung durchgeführt. In einem zweiten Schritt werden dann die technologiebedingten Änderungen wie z. B. Gewichts-, Widerstands-, Emissionsänderungen, unterschiedliche Missionsverbräuche, Änderungen bei den Wartungskosten oder der Wartbarkeit usw. bestimmt, um dann nochmals die CF - Rechnung zu durchlaufen. Es zeigt sich, daß die Änderungen infolge der Technologie einen geänderten CF - Verlauf erzeugen. Im Referenzjahr werden diese Änderungen als delta NPV bzw. delta IRR abgegriffen. Sie stellen somit die Änderung des wirtschaftlichen Umfeldes des Betreibers infolge der Technologie dar (Abb. 13).

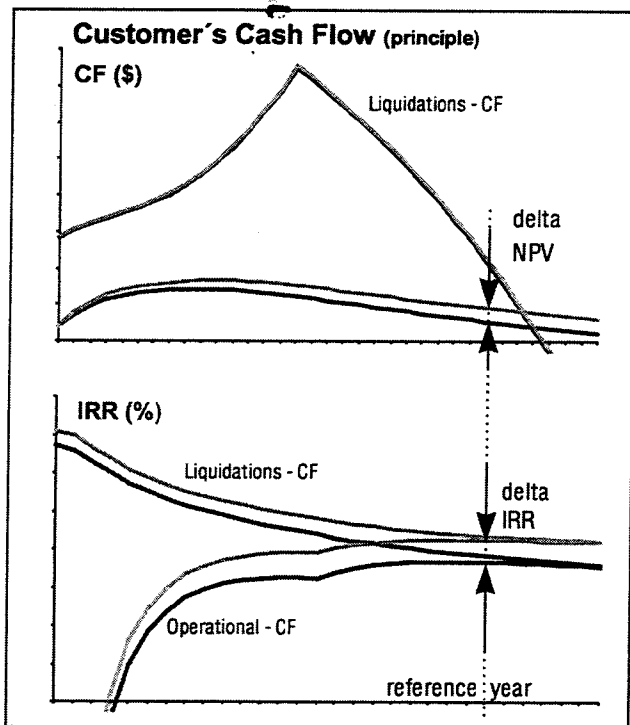


Abb. 13: Prinzipielle Darstellung der Auswirkung einer Technologie auf den Betreiber - Cash Flow

4.1 Anmerkung zur Ablösung des DOC - Verfahrens durch das CF Verfahren

Das weit verbreitete und etablierte DOC Verfahren hat – wie jedes Verfahren – seinen festgelegten Gültigkeitsbereich. Es ist gültig:

- für ein Flugzeug aus einer Flotte von 10 Flugzeugen
- in einer Periode der eingeschwungenen Kosten, d.h. zwischen dem 5. und 15. Jahr des operationellen Einsatzes
- für die Kostenberechnung einer Flugverbindung
- für eine Mission mit Referenzreichweite
- für eine definierte jährliche Nutzung (die wiederum von der Reichweite abhängig ist)
- für einen Restwert des Flugzeuges von 10% des Neupreises nach 15 Jahren Einsatz
- für eine feste „Turn around Time“

Vom DOC - Verfahren werden jedoch die folgenden Punkte nicht erfaßt:

- Einbeziehung des Verdienstpentials infolge günstiger Projektauslegung
- Kostenersparnisse infolge des Kommonalitäts-effektes einer Flugzeugfamilie, die sich u.a. auf die Kosten der Pilotenausbildung, der Anzahl der Piloten und auf die Ersatzteilbevorratung auswirkt.
- zusätzliche Attraktivitätssteigerung für die Airline

- oder die Passagiere (Added Value)
- Einflüsse aus der Netz- und Flottenzusammensetzung
- Einflüsse aus der „Design Flexibility“
- Einflüsse, die den Alterungsprozeß beeinflussen (Ageing Process, Damage Tolerance, Corrosion Resistance)
- Einflüsse die den Restwert beeinflussen (Frachtertauglichkeit, Ageing Process)
- Flexible, der Nutzung angepasste Wartungskosten
- Verbesserte Abfertigungszeiten

Diese Faktoren können im Aircraft- oder Betreiber Cash Flow - Verfahren berücksichtigt werden und somit in die Bewertung einbezogen werden (Abb. 14).

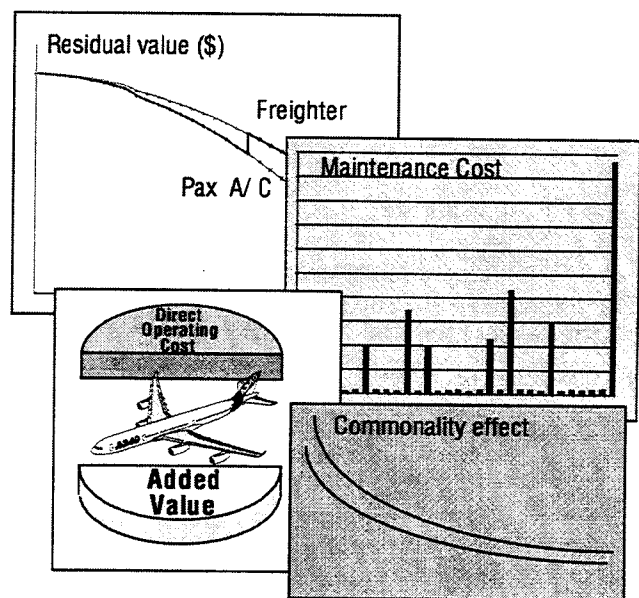


Abb. 14: Zusätzliche Faktoren, die im Betreiber - Cash Flow berücksichtigt werden

5. DARSTELLUNG DER ERGEBNISSE

Eine übersichtliche Darstellung der Vorgehensweise bei der Bewertung von Projekten oder Technologien zeigt die Abb. 15.

Ausgehend vom „General Aircraft Study Price“, der um ein stückzahlabhängiges Rabattsystem erweitert wird, erhalten wir das verbindende Glied, den aktuellen Flugzeugpreis, der beim Hersteller als Einkommen, beim Kunden als Kosten auftritt. Wie bereits beschrieben wird zunächst der Basis - Cash Flow für den Hersteller und den Betreiber ermittelt. Damit wird das aktuelle wirtschaftliche Umfeld bei der Produktion bzw. dem Einsatz des Flugzeuges beschrieben. Der zweite Schritt besteht darin, die Auswirkung der Technologie auf den Hersteller und

den Betreiber zu quantifizieren. Die bereits vorgestellten Einflußgrößen werden beim Hersteller und beim Betreiber das wirtschaftliche Umfeld im positiven oder auch im negativen Sinne verändern, was dann in der zweiten Cash Flow - Berechnung er-

	Manufacturer	Customer
1. reference cash flow	=> IRR reference	=> IRR reference
2. technology effect	delta costs, weight	delta weight, drag, costs
3. variant cash flow	=> IRR variant	=> IRR variant
4. result: technology assessment;	IRR var. - IRR ref. = delta IRR manuf.	IRR var. - IRR ref. = delta IRR customer

Abb. 15: Prinzipielle Darstellung der Methode zur Technologie / Projektbewertung

mittelt werden kann. Das Resultat der Berechnung ist die Änderung des wirtschaftlichen Erfolges, ausgedrückt z.B. in der Änderung der Rendite (delta IRR) für den Hersteller und für den Betreiber infolge der Technologie (Abb. 15).

In einem Koordinatensystem, in dem die Renditeänderung des Herstellers auf der X-Achse und die Renditeänderung des Betreibers auf der Y-Achse aufgetragen ist (Abb. 16), läßt sich, bezogen auf die

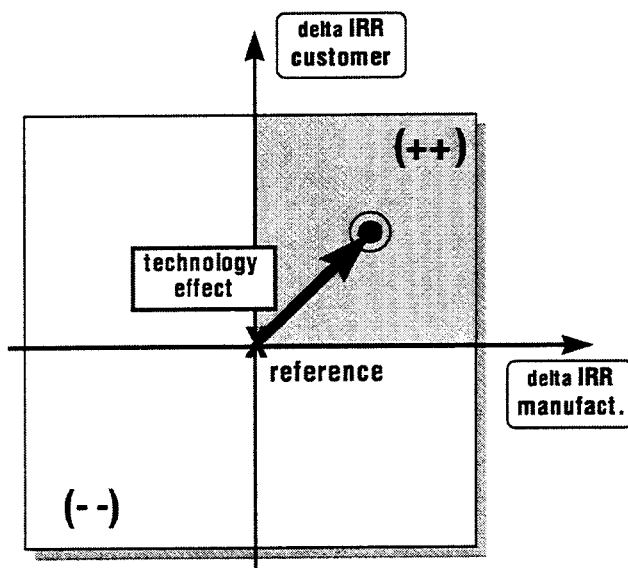


Abb. 16: Die Auswirkung einer Technologie kann als Vektor dargestellt werden.

Referenzkonfiguration oder die Referenztechnologie, die Auswirkung der betrachteten Technologie als Vektor darstellen. Damit wird eine relative Darstellung erarbeitet, die besonders in den frühen Projektphasen eine Entscheidungsgrundlage erzeugt.

Der rechte, obere Quadrant ist natürlich der Bereich, der durch die technische Änderung angestrebt wird. In ihm profitieren beide, der Hersteller wie auch der Betreiber. Technologien, die in den entgegengesetzten Bereich weisen (links unten), in dem also beide Verluste erleiden werden, werden mit großer Wahrscheinlichkeit aussortiert werden, wenn nicht andere Gründe, wie vielleicht Sicherheits- oder Umweltaspekte zur Integration dieser Technik zwingen. Aber auch in diesem Fall ist eine Bewertung sinnvoll, da sie dann durch andere Technologien kompensiert werden muß.

In der Einführung wurde von den Zielwerten gesprochen, die der Betreiber eines neuen Produktes gegenüber dem Konkurrenzprodukt erwartet, und die auch der Flugzeughersteller an die Wirtschaftlichkeit eines neuen Produktes setzen muß, um auf dem Weltmarkt überleben zu können. Auf die grafische Darstellung des Technologieeffektes bezogen heißt das, daß neben dem Referenzpunkt auch der Zielpunkt eingetragen werden muß. Der Referenzpunkt kann somit als der aktuelle Projektstand interpretiert werden, der sich im Laufe der Entwicklung dem Zielwert (Target) nähern wird.

Zur Definition dieses Referenzpunktes oder des aktuellen Projektstandes wird daher zunächst einmal die X-Achse (delta IRR Hersteller) betrachtet. Im Airbus System ergibt sich die Schwierigkeit, die Herstellerwirtschaftlichkeit für ein Projekt zu bestimmen, an dem mehrere (noch) unabhängige Partner beteiligt sind. Jeder dieser Partner wird den aktuellen Stand eines Projektes (hier natürlich das wirtschaftliche Umfeld infolge dieses Projektes) anders beurteilen, was, bezogen auf den Zielwert, eine Fixierung schwierig macht. Eine Lösung bietet

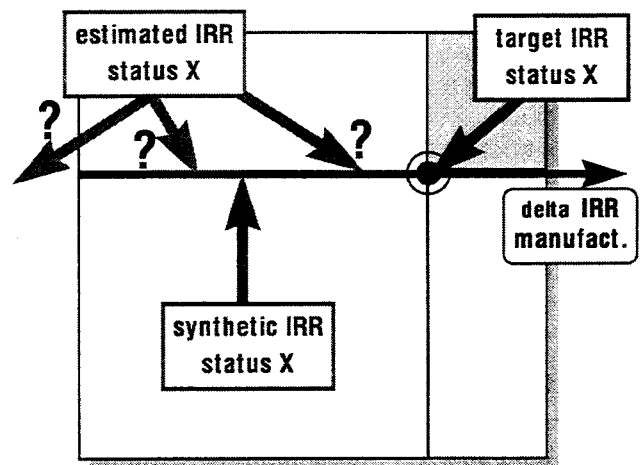


Abb. 17: Positionierung des aktuellen Projektstandes auf der x-Achse

sich an durch die Definition einer „synthetischen“ Rendite auf der Herstellerseite wie sie in Abb. 17 dargestellt ist. Damit ist eine Koordinate des Punk-

tes „aktueller Projektstand“ oder „Technologie - Referenzpunkt“ bestimmt.

Bei der Definition dieses Punktes auf der Y-Achse, die ja den wirtschaftlichen Erfolg des Betreibers widerspiegelt, kann man zunächst den Einsatz des konkurrierenden Flugzeuges simulieren, um dann im Zielpunkt das angestrebte Verbesserungspotential des neuen Projektes eintragen zu können. Aus der Abb. 3 ist bekannt, daß am Beispiel der A3XX im Vergleich zur B747-400 zunächst der Größeneffekt ein Verbesserungspotential einbringt, der sich als IRR Verbesserung in Abb. 18 darstellt. Ohne zusätzlichen Technologieeinfluß wird somit die

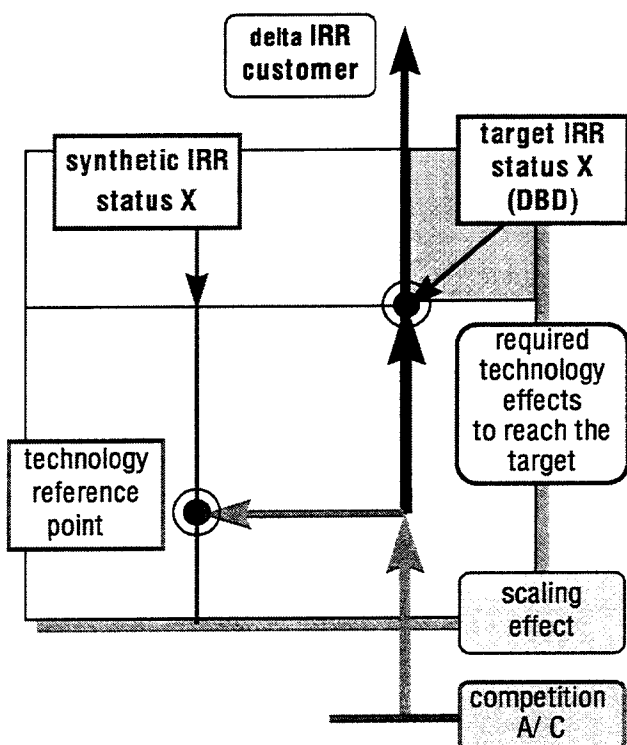


Abb. 18: Positionierung des aktuellen Projektstandes auf der Y-Achse

zweite Koordinate zur Bestimmung des aktuellen Projektstandes ermittelt, so daß dieser Referenzpunkt in das Diagramm eingetragen werden kann.

Mit der Festlegung dieses Punktes kann nun der Zielvektor definiert werden, der den aktuellen Projektstand mit dem Zielpunkt verbindet (Abb. 19). In dieser Abbildung wird deutlich, daß bei der Technologiebewertung zwei Darstellungen von Bedeutung sind, zum Einen die relative Darstellung, die auf den aktuellen Projektstand bezogen ist, und die den Vergleich konkurrierender Technologie

gestattet, und zum Anderen die Darstellung, die auf das Ziel ausgerichtet, das noch durch Technologie

einzubringende Verbesserungspotential verdeutlicht. Bei dieser Darstellung ist es einleuchtend, das z.B. der Flugzeugpreis eine nicht veränderbare Größe darstellt, obwohl in der ersten Darstellung durch eine Technologie ein mögliches Verbesserungspotential signalisiert wird. Ebenfalls wird für diese Darstellung zunächst einmal angenommen, daß die Attraktivitätsveränderung keine Einfluß auf das Produktionsvolumen hat.

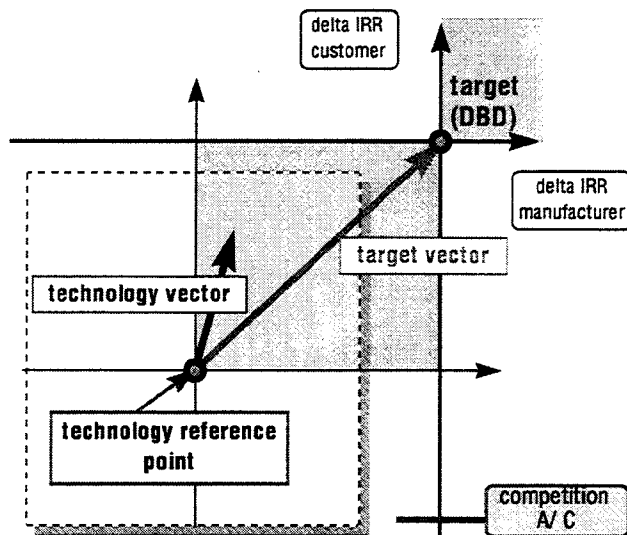


Abb. 19: Definitionen: Technologievektor, Target-Vektor, Aktueller Projektstand

5.1. Darstellung eines Beispiels

In Abb. 20 wird das Ergebnis einer Technologiebewertung gezeigt, bei der für das Projekt A3XX unterschiedliche Kombinationen von Rumpfhaut-

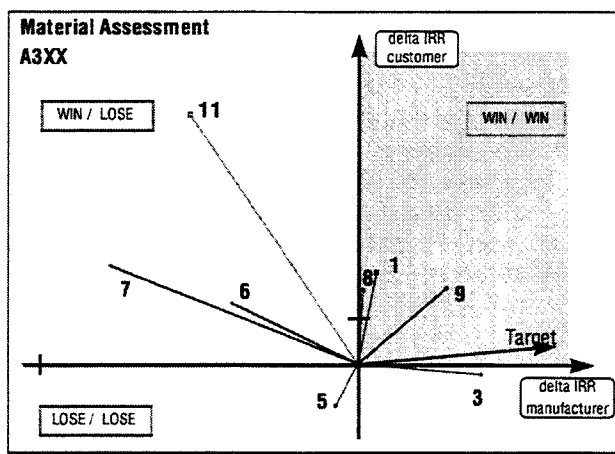


Abb. 20: Beispiel einer Technologiebewertung

materialien analysiert werden sollten. Die unterschiedlichen Rumpfhaut - Materialkombinationen

sind nummeriert worden. Die Bewertung zeigt das Streufeld der relativen Technologievektoren, die in jedem Quadranten zu finden sind. Es ist eigentlich nicht möglich, aus dieser zweidimensionalen Darstellung eine Wertigkeitsreihenfolge zu ermitteln. Die Schwierigkeit besteht darin, eine Bewertung der Technologien im linken, oberen Quadranten zu finden, die z.T. einen hohen Kundeneffekt haben, die aber auch für den Hersteller eine höhere Belastung bedeuten.

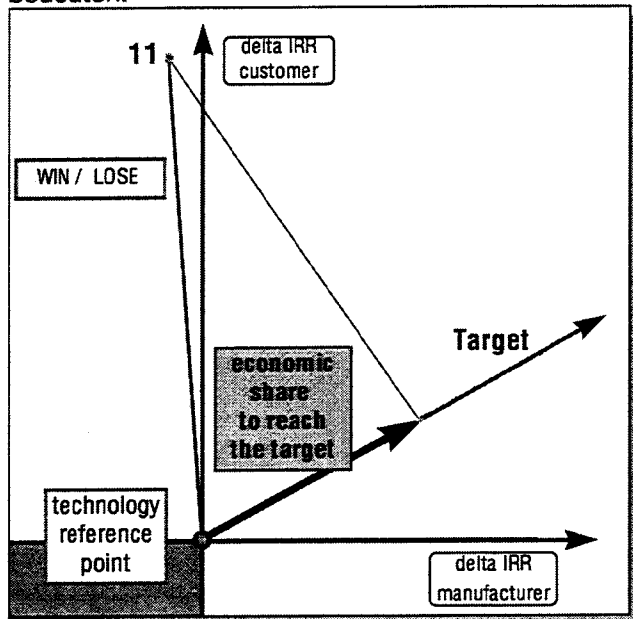


Abb. 21: Definition: Anteil zur Zielerfüllung

Bei gleicher Skalierung der Achsen ist in der delta IRR - Darstellung eine gleiche Bedeutung der Achsen gegeben. Das heißt, auf beiden Achsen ist die prozentuale Änderung der Rendite infolge einer Investition dargestellt. Natürlich ist das Investitionsvolumen der beiden Achsen nicht vergleichbar, so daß diese Art der Betrachtung mit dem absoluten Kapitalwert NPV (\$) nicht durchgeführt werden kann.

Die Technologie 11 in Abb. 20 ist somit identisch mit der dargestellten Technologie in Abb. 21. Zusätzlich ist die Richtung zum Ziel (Targetvektor) eingetragen. Die Projektion des Technologievektors auf den Targetvektor kann nun als „Beitrag zur Zielerfüllung“ definiert werden, und ergibt somit eine eindimensionale Wertigkeits - Rangfolge wie sie in Abb. 22 gezeigt wird.

Damit ist der Weg zur Bewertung von Projekten oder Technologien beschrieben.

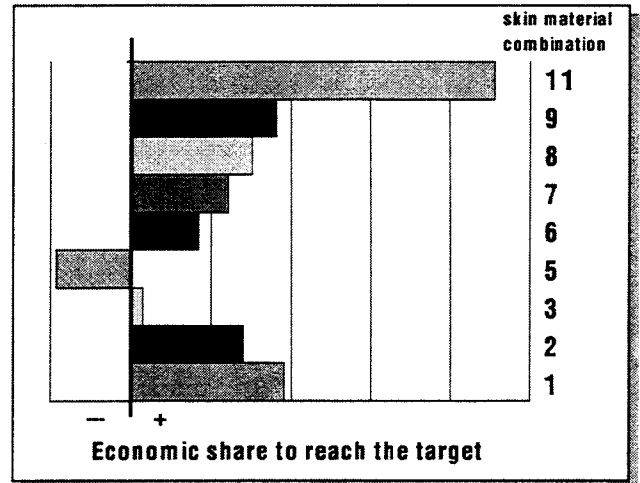


Abb. 22: Ergebnis der Technologiebewertung

6. ZUSÄTZLICHE ÜBERLEGUNGEN ZUR TECHNOLOGIEBEWERTUNG

Als Ergänzung sollen noch die folgenden Überlegungen kurz angedeutet werden.

Einen interessanten Effekt zeigt Abb. 23, daß nur durch Variation des Flugzeugpreises das Ziel nicht erreicht werden kann! Diese Überlegung gilt jedoch

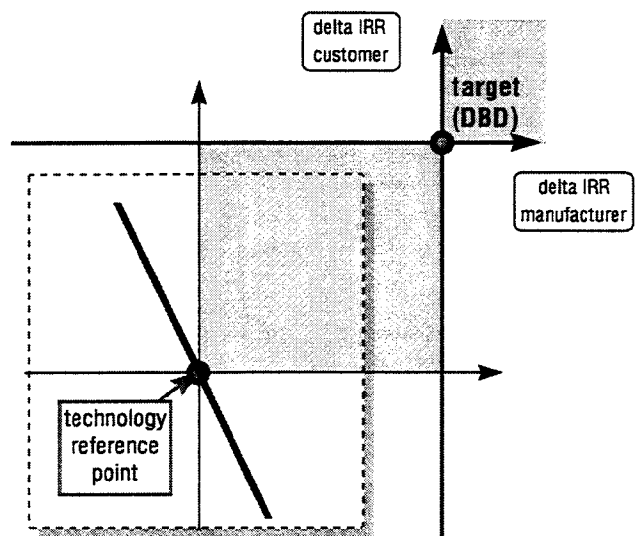


Abb. 23: Flugzeugpreis - Sensitivität

nur, wenn das Produktionsvolumen und damit auch die Kadenz konstant gehalten wird. Das lenkt die Aufmerksamkeit auf die Randbedingungen der Bewertung, die bisher angenommen wurden:

- fester, unveränderlicher Flugzeugpreis
- festes, unveränderliches Produktionsvolumen

In Wirklichkeit besteht natürlich ein Zusammenhang zwischen der Attraktivität und der Stückzahl.

In Zielpunkt ist das Produktionsvolumen in einem bestimmten Zeitrahmen gegeben. Es basiert unter anderem auf dem Attraktivitätsvorsprung vor der Konkurrenz. Wenn das so ist, dann muß eine Attraktivitätsminderung auch eine Stückzahlminderung zur Folge haben. Im Umkehrschluß muß demnach eine Attraktivitätssteigerung auch eine Stückzahlsteigerung beinhalten. Diesen globalen Zusammenhang zu erkennen, und vor allen Dingen zu quantifizieren, ist sehr schwer, da keine funktionalen Zusammenhänge bekannt sind und die Entscheidungen zum Flugzeugkauf als Sprungfunktionen auch ganz anderen Kriterien unterliegen. Der globale Effekt ist dennoch vorhanden (Abb. 24).

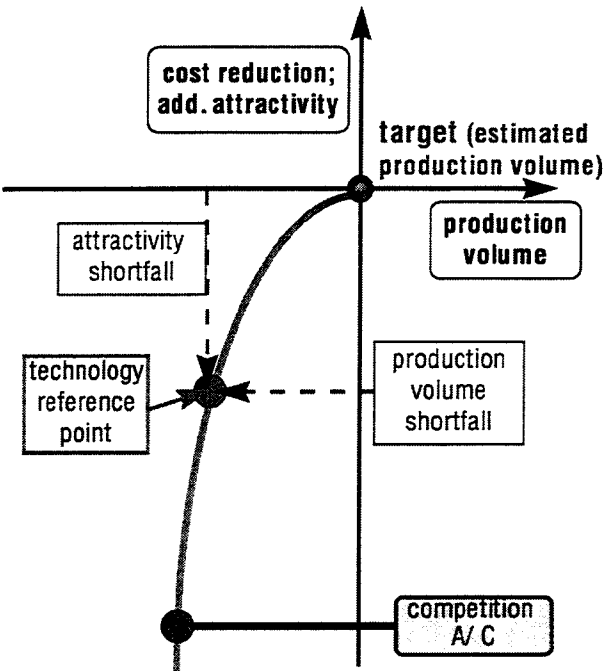


Abb. 24: Zusammenhang zwischen Produktattraktivität und Produktionsvolumen

Die Folge aus dieser Überlegung ist, daß eine Attraktivitätssteigerung für den Betreiber mit einer Stückzahlkorrektur versehen werden kann, wie in Abb. 25 gezeigt wird.

Eine weitere Überlegung betrifft die Zeitabhängigkeit der Technologieintegration. Die Wirkung einer Technologie kann eine ganz andere sein, wenn der optimale Zeitpunkt ihrer Integration in ein Projekt nicht eingehalten werden kann. Ein großer Teil der Technologien bezieht ihren Vorteil nicht nur aus den Primäreffekten, sondern auch aus „Snowball - Effekten“ d.h. Folgeeffekten mit denen das Flugzeugprojekt in seiner geometrischen Größe verändert werden kann. So kann eine große primäre Gewichtsreduktion die Skalierung des Flugzeugen

nach sich ziehen, einschließlich einer verringerten installierten Triebwerksleistung und dem dadurch zusätzlich verringertem Missionsverbrauch. Nach dem „Einfrieren“ des Entwurfes gehen diese „Snowball - Effekte“ dem Projekt natürlich verloren.

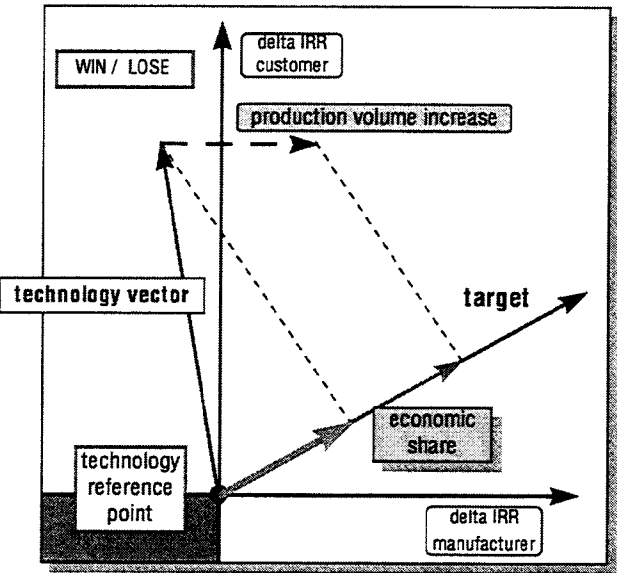


Abb. 25: Korrektur der Technologiebewertung durch die "Attraktivität / Stückzahl" - Sensitivität

Nach Abb. 26 läßt sich daraus ableiten, daß der Targetvektor keine Gerade ist, sondern in einem funktionalen Zusammenhang mit den aktuellen Projektstand steht.

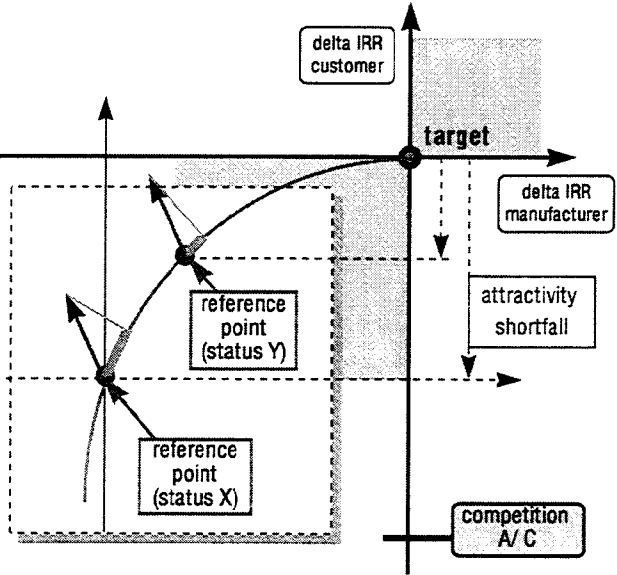


Abb. 26: Die Zeitabhängigkeit des Technologieeffektes

7. ZUSAMMENFASSUNG

Mit der Durchführung von Cash Flow - Berechnungen kann der wirtschaftliche Erfolg eines Flugzeugprojektes für den Hersteller und der wirtschaftliche Erfolg aus dem Einsatz dieses Flugzeuges für den Betreiber ermittelt werden.

Durch Technologieintegration in das Projekt werden sich Änderungen dieses wirtschaftlichen Umfeldes einstellen, die in einer erneuten Cash Flow - Berechnung wiederum für den Hersteller und den Betreiber ermittelt werden können. Diese Änderungen können zum Beispiel als technologiebedingte Renditeänderungen grafisch in einer Vektordarstellung miteinander verglichen werden. Diese „Technologievektoren“ beschreiben das Verhältnis zwischen dem Aufwand beim Hersteller und dem Nutzen beim Betreiber.

Mit ihrer Hilfe kann bereits in den frühen Projektphasen eine auf das Ziel ausgerichtete Technologieauswahl ermittelt werden, und somit für die Projektleitung eine Entscheidungsgrundlage erarbeitet werden, die eine auf das Ziel ausgerichtete Projektsteuerung unterstützt.

6. LITERATUR

- [1] Börner-Kleindienst, M.: Analyse des Marktes für zivile Großflugzeuge im Hinblick auf die Ableitung von Erfolgsfaktoren für die Flugzeughersteller, Dissertation
Wirtschaftsuniversität Wien, Mai 1995
- [2] Jost, P., Meller, F.: Key buying factors and Added Value - a new approach to aircraft evaluation, DA, Oct. 1998
- [3] Schnieder, H.: Project Evaluation and Technology Assessment - Description of the Method, DA-EZB 078/98, March 1998

DIETER SCHOLZ, Applied Science, Neu Wulmstorf
***DOC_{sys} – eine Methode zur Bewertung von Flugzeug-
systemen***

DOC_{SYS} - A Method to Evaluate Aircraft Systems

D. Scholz

SCHOLZ, Dieter: DOCsys - A Method to Evaluate Aircraft Systems. In: SCHMITT, D. (Hrsg.): *Bewertung von Flugzeugen (Workshop: DGLR Fachbereich S2 - Luftfahrtsysteme, München, 26./27. Oktober 1998)*. Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1998. – <http://Paper.ProfScholz.de>

1 Abstract

An evaluation of aircraft systems must be based on detailed system-specific parameters. These detailed parameters, however, are not part of conventional DOC (Direct Operating Cost) methods as applied for the entire aircraft. As a proposed solution, this paper describes a method called DOC_{SYS}, specifically tailored to the needs of aircraft *system* evaluations. DOC_{SYS} is based on classical DOC cost elements with optional system-specific extensions. The method has been checked with several real world problems. One of these problems is taken here to illustrate the method: The evaluation of design alternatives proposed for the water/waste system of the Megaliner/A3XX.

2 Introduction

Traditionally, *aircraft systems* have been evaluated by looking at

- weight,
- maintainability,
- reliability,
- system price, and
- other criteria depending on the aircraft system in question.

Different system proposals were compared by *separately* evaluating each criterion. The only possibility to come up with one single figure of merit of a proposal was to subjectively define a weighted sum of the results based on the individual criteria. (In German, this approach is called "Nutzwertanalyse" see e.g. [ZANGEMEISTER 76]).

In contrast to the above approach, an *aircraft* evaluation is traditionally based primarily on one economical figure: the Direct Operating Costs, DOC. Also DOC take account of criteria like weight, maintainability, reliability, and aircraft price, but DOC combine these separate parameters unambiguously by calculating their economical implications.

Aircraft DOC methods have been defined e.g. by:

- the Air Transport Association of America, 1967 [ATA 67],
- the Association of European Airlines, 1989 [AEA 89a], [AEA 89b],
- NASA / American Airlines, 1977 [NASA 77],
- Airbus Industrie [AIRBUS 88],
- Lufthansa [LUFTHANSA 82].

Unfortunately, these methods can not be taken "as is" for an aircraft *system* evaluation. In contrast to aircraft DOC methods, a DOC method on the systems level must incorporate many system-specific parameters. Therefore, a method called DOC_{SYS} has been developed [SCHOLZ 97a] which follows the principles of aircraft DOC methods as closely as possible, while taking aircraft system peculiarities into account as much as necessary.

The method has been checked with several real world problems:

- water/waste systems [SCHOLZ 98b],
- potable water and waste water tanks [SCHOLZ 97b], [SCHOLZ 98a],
- gray water treatment systems, [SCHOLZ 98c]
- alternative hydraulic and electric systems and
- VSCF (variable speed constant frequency) generators [SCHOLZ 98d].

DOC_{SYS} is very similar to the Cost of Ownership Methods as presented e.g. in [HONEYWELL 91] and [DECHOW 94]. These COO methods, however,

- consider primarily single parts (LRUs) and do not support as much the evaluation of systems or subsystems,
- rely heavily on detailed input from various aircraft manufacturer's departments (which makes these methods slow to react on changing fundamental input parameters).

In addition, it must be mentioned that the *term* "Cost of Ownership" is used also for the costs resulting in just *owning* an aircraft, system, or subsystem *without using* it [ODELL 93]. The term *Direct Operating Costs*, DOC, avoids these misinterpretations.

Since DOC_{SYS} are defined very similar to aircraft DOC (in fact, they are part of aircraft DOC), system proposals evaluated and selected on the basis of DOC_{SYS} will also help to reduce aircraft DOC. A detailed justification for a DOC method used for evaluating aircraft systems is given in [SCHOLZ 97a]. This reference also contains a summary of the state of the art of evaluation methods used in aircraft system design.

Summing up, DOC_{SYS} has several advantages over an evaluation

- based on separate criteria or
- based on COO methods:

DOC_{SYS}

- calculates a single figure of merit,
- eliminates subjectively weighted criteria,
- follows closely the well known and widely accepted DOC approach,
- is based as much as possible on readily available basic input parameters,
- ensures to optimize simultaneously also aircraft DOC.

3 DOC_{SYS} Cost Elements

Although it is heavily debated which cost elements do belong to *Direct* Operating Costs and which don't, it is generally accepted that DOC include those cost elements which depend on the aircraft itself. *Indirect* Operating Costs (IOC), in contrast, depend on the way an airline is run (see e.g. [BONDERGRAVEN 90]).

The "mother" of DOC methods, [ATA 67], considers as aircraft-dependent and hence part of DOC:

- cockpit crew costs,
- fuel costs,
- maintenance costs,
- depreciation,
- insurance (against hull loss).

DOC_{SYS} are considered to be a part of total aircraft DOC. **Cockpit crew cost** can be fully allocated to that part of aircraft DOC which are *not* DOC_{SYS}. This approach is valid as long as the number of members in the cockpit crew is not changed due to the system configuration in question.

Training costs for the crew or maintenance personnel traditionally do not belong to DOC. Hence, they are also not included in DOC_{SYS}.

Costs for insurance of an aircraft depend on the aircraft price and hence also on the price of aircraft systems. However, insurance policies are quite complicated and diverse. For simplicity and clarity of the DOC_{SYS} - method, insurance costs have been neglected. Insurance costs per aircraft and per year account for about 0.5% to 3% of the *aircraft* price [ROSKAM 90]. If desired, these percentages can also be considered for an insurance cost estimate for aircraft systems. In that case, the percentages have to be based on the *aircraft system* price.

Following from this discussion on DOC_{SYS} cost elements, we obtain the **fundamental** DOC_{SYS} from

$$DOC_{SYS} = Depr_{SYS} + Fuel_{SYS} + DMC_{SYS} \quad (1)$$

$Depr_{SYS}$ depreciation of the system,
 $Fuel_{SYS}$ fuel costs caused by the system,
 DMC_{SYS} Direct Maintenance Costs caused by the system.

Airline practice revealed also an interest in further cost elements, especially when dealing with aircraft systems:

- delay and cancellation costs caused by aircraft systems,
- capital costs caused by necessary spare parts on stock.

Extended DOC_{SYS} - called $DOC_{SYS,ext}$ - take these additional cost elements into account:

$$DOC_{SYS,ext} = Depr_{SYS} + Fuel_{SYS} + DMC_{SYS} + Delay_{SYS} + SHC_{SYS} \quad (2)$$

$Delay_{SYS}$ delay and cancellation costs caused by the system,
 SHC_{SYS} capital costs caused by necessary spare parts on stock (Spare Holding Costs).

DOC_{SYS} will be calculated per aircraft and per year. A conversion of DOC_{SYS} - figures in any other unit common to DOC is possible.

3.1 $Depr_{SYS}$ Depreciation

Technical depreciation is considered here as a time dependent depreciation (this is the same approach as followed in aircraft DOC)

$$Depr_{SYS} = \frac{Price - Residual}{N} = \frac{Price \cdot \left(1 - \frac{Residual}{Price}\right)}{N} \quad (3)$$

$Price$ price of considered aircraft system, subsystem, or single part,
 $Residual$ value of the aircraft system after N years (for this study chosen to be 15% of the aircraft system price),
 N depreciation period (for this study chosen to be 15 years).

3.2 $Fuel_{SYS}$ Fuel Costs

Fuel costs are differentiated by means of their physical origin. This approach helps to pinpoint the origin of fuel costs and allows to effectively find measures to reduce fuel consumption. Causes of fuel consumption due to aircraft systems, subsystems, or single parts are:

- $Fuel_{mf}$ fuel costs due to transportation of **fixed mass** (mass that does not vary in flight),
- $Fuel_{mv}$ fuel costs due to transportation of **variable mass** (mass that does vary in flight: e.g. water drained during flight),

- $Fuel_P$ fuel costs due to mechanical **p**ower off-takes from the engines (e.g. by electrical generators additionally loaded for pipe heating elements),
- $Fuel_B$ fuel costs due to **b**leed air off-takes,
- $Fuel_R$ fuel costs due to **r**am air off-takes,
- $Fuel_D$ fuel costs due to additional **d**rag caused by the presents of aircraft systems, subsystems, or single parts (e.g. due to drain masts).

$$Fuel_{sys} = Fuel_{mf} + Fuel_{mv} + Fuel_P + Fuel_B + Fuel_R + Fuel_D . \quad (4)$$

The fuel costs for each cause of fuel consumption X are calculated from

$$Fuel_X = m_{fuel,X} \cdot FuelPrice \cdot NFY \quad (5)$$

$m_{fuel,X}$ mass of fuel consumed due to cause X during the whole flight,
 $FuelPrice$ fuel price,
 NFY number of flights per year.

3.3 Calculating $m_{fuel,X}$ the Mass of Fuel Consumed

The fuel consumption is calculated for 7 *flight phases* i :

- $i = 1$, engine start,
- $i = 2$, taxi,
- $i = 3$, take-off,
- $i = 4$, climb,
- $i = 5$, cruise,
- $i = 6$, descent,
- $i = 7$, landing, taxi, engine shut down.

Fuel consumption has different *physical causes* or *cost elements*. Fuel consumption can originate from

- the transportation of fixed mass " $X = mf$ ",
- the transportation of variable mass " $X = mv$ ",
- shaft power off-takes from the engines " $X = P$ ",
- or additional drag " $X = D$ ",
- bleed air off-takes from the engines " $X = B$ ",
- ram air off-takes " $X = R$ ",

Fuel is used

- due to the physical cause $X \neq mf$ itself: $m_{fuel,i,X,f}$, or

- to carry a fixed mass $m_{i,X}$ (this fixed mass can also consist of the fuel, carried to have it available for a physical cause X during later flight phases); this fuel is named $m_{fuel,i,X,m}$.

The calculation of the mass of fuel consumed starts at the end of the flight. Mass at the *end* of flight phase No. 7 is equal to zero for all physical causes $X \neq mf$. For $X = mf$, the mass at the *end* of flight phase No. 7 is equal to the (fixed) system mass m_{SYS} under consideration

$$m_7 = m_{7,mf} = m_{SYS} \quad (6)$$

$$m_{7,(X \neq mf)} = 0 \quad (7)$$

By definition, fuel which was carried for the system or variable mass, is used up by this time. If for any reason fuel reserves or variable mass reserves have to be allocated to the system, these reserves can simply be included into the fixed system mass m_{SYS} .

The fixed mass which has to be carried during each flight phase is calculated for each physical cause X from the mass of the following flight phase:

1. For all physical causes $X \neq mv$ and $X \neq mf$ this fixed mass being carried is just the mass of fuel necessary for later flight phases

$$m_{(i-1),X} = m_{i,X} + m_{fuel,i,X,m} + m_{fuel,i,X,f} \quad (8)$$

2. For the physical cause $X = mv$ the fixed mass consists of the mass of fuel necessary for later flight phases and of the variable mass leaving the aircraft during later flight phases. The corresponding equation reads

$$m_{(i-1),mv} = m_{i,mv} + m_{fuel,i,X,m} + m_{fuel,i,X,f} + \dot{m}_{i,mv} \cdot \tau_i \quad (9)$$

with $\dot{m}_{i,mv} \cdot \tau_i$ being the change of mass within the flight phase i . The rate of change $\dot{m}_{i,mv}$ is assumed to be constant - and positive for mass leaving the aircraft.

3. For fixed mass ($X = mf$) there is no special term $m_{fuel,i,X,f}$ (i.e. $m_{fuel,i,mf,f} = 0$) and the corresponding equation simply reads

$$m_{(i-1),mf} = m_{i,mf} + m_{fuel,i,X,mf} \quad (10)$$

Generally speaking, the fuel consumed during flight phase i for a physical cause X is

$$m_{fuel,i,X} = m_{fuel,i,X,f} + m_{fuel,i,X,m} \quad (11)$$

and the total amount of fuel consumed for a physical cause X is

$$m_{fuel,X} = \sum_{i=1}^7 m_{fuel,i,X} \quad . \quad (12)$$

For flight phases $i = 1, 2, 3, 7$, the fuel consumption is estimated from mass fractions m_i / m_{i-1} (see e.g. [RAYMER 89]) applying Equation (13). Proposed mass fractions are given in **Table 3.1**. They are based on [ROSKAM 90] and are adapted to aircraft systems as discussed in [SCHOLZ 95]. The fuel fractions are strictly speaking only valid for fixed mass. They are however also adapted here to other physical causes.

$$m_{fuel,i,X} = m_{i,X} \left(\frac{m_{(i-1),X}}{m_{i,X}} - 1 \right) \quad . \quad (13)$$

Table 3.1 Proposed mass fractions m_i / m_{i-1} for aircraft systems as used in Equation (13)

flight phase	1	2	3	7
m_i / m_{i-1}	1	1	0.995	0.996

For the main flight phases $i = 4, 5, 6$, fuel consumption is calculated from "first principles" depending on the physical cause for the fuel consumption. The fuel required to carry fuel *within* each flight phase is considered by integrating over the respective system mass.

Fuel Consumption due to Fixed Mass

The fuel consumption due to fixed mass during flight phase i is

$$m_{fuel,i,X,m} = m_{i,X} \cdot (e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1) \quad . \quad (14)$$

This equation is just another form of the well known *Breguet Range Equation*. The form presented here is a general form, considering not just cruise flight but also climb and descent (this becomes apparent in Equation (18)).

Parameters in Equation (14) are:

- t_i duration of flight phase i ,
- $m_{i,X}$ mass at the end of flight phase i due to physical cause X ,

$$t_4 = \frac{h}{R / C_4} \quad (15)$$

h cruise altitude
 R / C_4 rate of climb, $R / C_4 = R / C$

$$t_6 = \frac{h}{-R / C_6} \quad (16)$$

$-R / C_6$ rate of descent, $-R / C_6 = R / D$

$$t_5 = FT - t_4 - t_6 \quad (17)$$

FT flight time, airborne time

$$k_{E,i} = SFC_i \cdot g \cdot \left(\frac{\cos \gamma_i}{L / D_i} + \sin \gamma_i \right) \quad (18)$$

SFC thrust specific fuel consumption,
 g earth acceleration,
 γ flight path angle,
 L/D lift to drag ratio.

Fuel Consumption due to Variable Mass

The mass flow rate $\dot{m}_{i,mv}$ is considered *positive* if mass is *leaving* the aircraft. It is assumed that the mass flow rate is constant during each flight phase. The water-/waste system is an example where mass leaves the aircraft: Gray water from the sinks in the lavatories and from the galleys leaves the aircraft via drain masts. Let $\tau = 0$ be the time at the beginning of a flight phase i . The change of mass $dm_{i,mv}$ during a small time interval within flight phase i is

$$dm_{i,mv} = \dot{m}_{i,mv} d\tau \quad (19)$$

Exchanging the index " m " by " f " in Equation (14) (because we will deal here with fuel consumption *not* due to a fixed mass) differentiating with respect to m_i and substituting Equation (19) into the result yields

$$dm_{fuel,i} = \left(e^{\tau k_{E,i}} - 1 \right) \cdot \dot{m}_{i,mv} \cdot d\tau \quad (20)$$

This integrated over a flight phase i from $\tau = 0$ to $\tau = t_i$ gives finally the fuel consumed due to the physical cause "variable mass", $X=mv$, during a flight phase i (compare this result also with [AIR 1168])

$$m_{fuel,i,mv,f} = \frac{\dot{m}_{i,mv}}{k_{E,i}} (e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1) - \dot{m}_{i,mv} \cdot t_i \quad . \quad (21)$$

Fuel Consumption due to Mechanical Power Off-Takes from the Engines

Mechanical power is taken off the engine as shaft power from the accessory gear box when driving generators or hydraulic pumps. This power taken off in flight phase i is labeled P_i . The evaluation of data from various engines of passenger aircraft shows that the thrust specific fuel consumption SFC is increased by shaft power off-takes. Let's call the difference between SFC with and without shaft power extraction ΔSFC . Further findings showed that

- ΔSFC is proportional to the amount of mechanical power extracted.
- With constant power off-takes, ΔSFC decreases with increasing engine size (the engine size measured by the nominal take-off thrust $T_{T/O}$).

With this knowledge, $\Delta SFC / SFC$ was plotted via relative power extraction from the engine $P / T_{T/O}$. The result is shown in **Fig. 3.1**. As can be seen, data is scattered only slightly about a straight line with a slope of $k_p = 0.0094$ running through the origin of the plot. Each data point in Fig. 3.1 was obtained as the average of $\Delta SFC / SFC$ calculated for flight altitudes of 0, 10000, 20000 and 35000 ft at Mach numbers of 0.30, 0.60 and 0.85 at maximum continuous thrust. In each case, shaft power of 100 hp = 74,57 kW was extracted from the engine.

In case that the demanded shaft power P can be delivered by a number of n engines, the *relative* power off-take is reduced and the term $P / T_{T/O}$ has to be substituted by $P / (n \cdot T_{T/O})$. Fig. 3.1 expressed in form of an equation - considering multiple engines - yields

$$\Delta SFC_i = SFC_i \cdot k_p \cdot \frac{P_i}{n \cdot T_{T/O}} \quad . \quad (22)$$

The fuel flow due to shaft power off-takes is

$$\dot{m}_{fuel,P,i} = P_i \cdot (SFC_i)_p = \Delta SFC_i \cdot T_{req,i} = \Delta SFC_i \cdot m_{A/C} \cdot g \cdot \left(\frac{\cos \gamma_i}{L / D_i} + \sin \gamma_i \right) \quad . \quad (23)$$

$(SFC_i)_p$ is called the power specific fuel consumption. For simplicity, $T_{req,i}$ is calculated here from an average airplane mass $m_{A/C}$ assumed to be

$$m_{A/C} = \frac{MTOW + MZFW}{2} . \quad (24)$$

Keeping in mind that $\dot{m}_{fuel,P,i}$ is a mass flow rate, similar to a "variable mass" as discussed above, we get with Equation (23)

$$m_{fuel,i,P,f} = \frac{P_i \cdot k_p \cdot m_{A/C}}{n \cdot T_{T/O}} (e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1) . \quad (25)$$

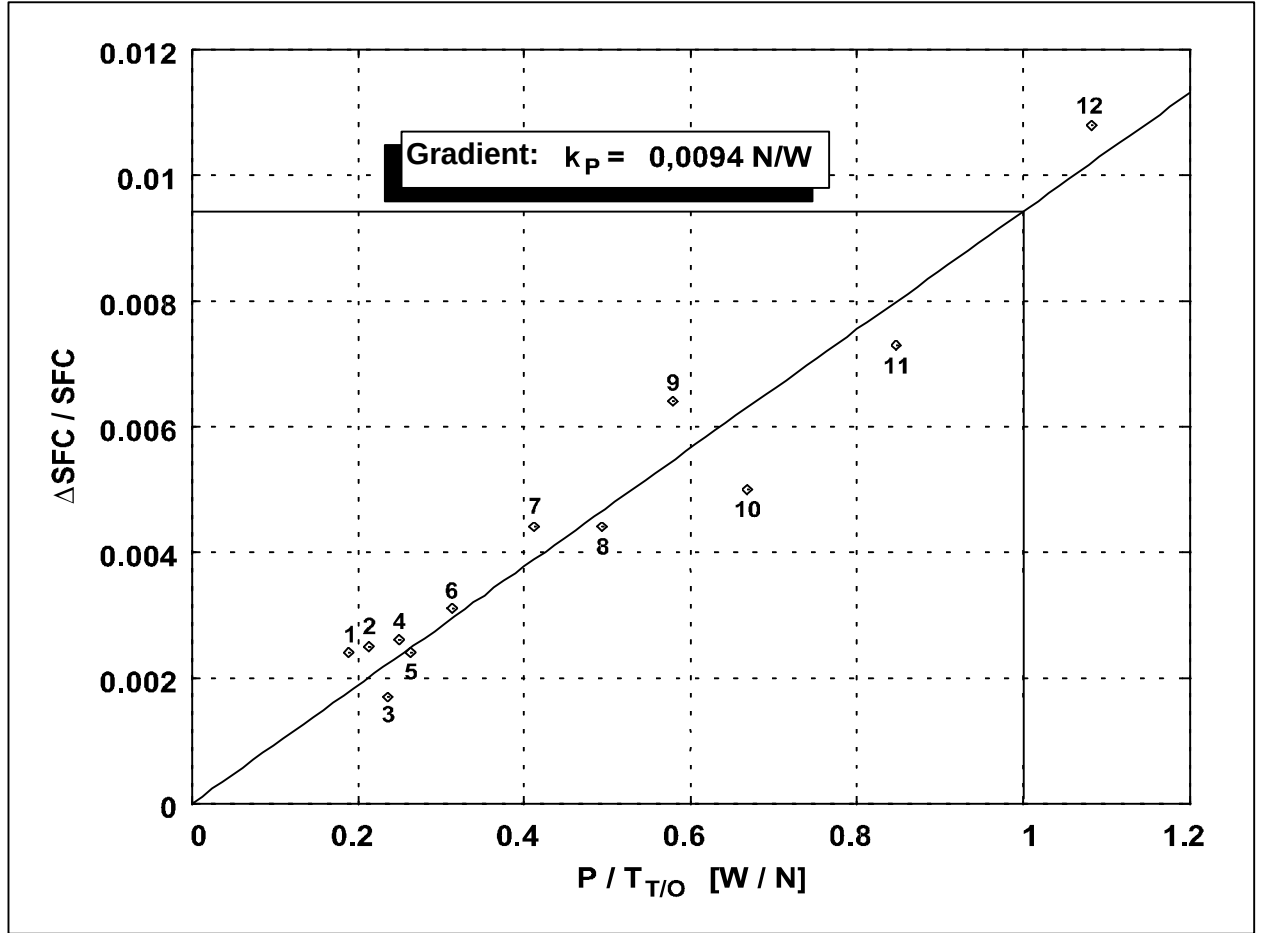


Fig. 3.1: Relative change in specific fuel consumption $\Delta SFC / SFC$ as a function of relative engine load $P / T_{T/O}$

Fuel Consumption due to Additional Drag

Aircraft systems can cause additional drag. In this context, drag is considered "additional" if it is not due to e.g. the wings and the fuselage but due to excrescencies as antennas, drain masts and air data sensors. The additional drag is calculated from

$$D_i = \frac{1}{2} \cdot \rho_i \cdot v_i^2 \cdot c_{D_i} \cdot A_{ref} \quad (26)$$

with

A_{ref} reference area for the component(s),
 c_{D_i} drag coefficient of the component(s),
 v_i true air speed,
 ρ_i air density

for each flight phase i . The fuel flow due to the additional drag is

$$\dot{m}_{fuel,i,D} = SFC_i \cdot D_i \quad . \quad (27)$$

Using again Equation (23) for the derivation we obtain

$$m_{fuel,i,D,f} = \frac{SFC_i \cdot D_i}{k_{E,i}} (e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1) \quad . \quad (28)$$

Fuel Consumption due to Bleed Air Off-Takes

If bleed air is taken off the engines, the fuel flow can be estimated which is required to maintain constant thrust. Following [AIR 1168], this fuel flow is

$$\dot{m}_{fuel,B} = k_B \cdot T_{tb} \cdot \dot{m}_B \quad . \quad (29)$$

In this equation $k_B = 3.015 \cdot 10^{-5} \text{ 1/K}$, T_{tb} is the turbine inlet temperature and $\dot{m}_B$ is the bleed air flow. Furthermore

$$m_{fuel,i,D,f} = \frac{k_B \cdot T_{tb} \cdot \dot{m}_B}{k_{E,i}} (e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1) \quad . \quad (30)$$

Fuel Consumption due to Ram Air Off-Takes

It is assumed that the air being taken in is decelerated down to a velocity of zero with respect to an aircraft fixed coordinate system. To overcome drag resulting from this deceleration of surrounding air, requires a fuel flow of

$$\dot{m}_{fuel,R} = SFC \cdot \rho \cdot Q \cdot v \quad . \quad (31)$$

ρ and v are the respective air density and true air speed, Q is the required air flow rate. Fuel consumed due to this physical cause in a flight phase i is

$$m_{fuel,i,R,f} = \frac{SFC_i \cdot \rho_i \cdot Q_i \cdot v_i}{k_{E,i}} (e^{t_i \cdot k_{E,i}} - 1) \quad . \quad (32)$$

3.4 DMC_{SYS} Direct Maintenance Costs

The calculation of Direct Maintenance Costs is based on fundamental input parameters from the maintenance department

$$DMC_{SYS} = (MMH_{on} + MMH_{off}) \cdot LR + MC \quad (33)$$

MMH_{on}	Maintenance Man Hours On Aircraft,
MMH_{off}	Maintenance Man Hours Off Aircraft,
LR	Labor Rate,
MC	Material Costs.

If such information is not available, a comparison method can be applied. Airbus Industrie uses the "Airbus Industrie Comparison Method", AICM [POUBEAU 89] which seems to be based on [BRINK 73].

3.5 SHC_{SYS} Capital Costs Caused by Spare Parts on Stock

Spare Holding Costs, SHC , defined here as the interest paid on bound capital of spare parts on stock, can reach considerable sums of money. By definition, total stock keeping costs belong to Indirect Operating Costs, IOC and not to DOC. Nevertheless, especially the capital costs of the spares on stock depend on parameters which are primarily aircraft dependent. For this reason, these Spare Holding Costs will be included into *extended* Direct Operating Costs of Aircraft Systems, DOC_{SYS} .

$$SHC_{SYS} = \frac{SPF \cdot SPR}{RED} \cdot Price \cdot \frac{RQS_{req}}{FS} \cdot r \quad (34)$$

SPF	Spare Part Factor: Spare part price divided by initial purchase price,
SPR	Spare Part Ratio: Portion of costs of spare parts in total amount of parts for the aircraft system, or subsystem,
RED	average redundancy level (resulting in equal parts) in the system or subsystem,
RQS_{req}	required amount of spare parts (depends on the "on average" required amount of spare parts and the required probability of having a required spare part on stock),
FS	fleet size,
r	interest rate.

$$RQS_{eff} = RQS_{av} + z \cdot \sqrt{RQS_{av}} \quad (35)$$

RQS_{av} "on average" required amount of spare parts,
 z availability factor.

$$RQS_{av} = RED \cdot TATR \cdot FS \cdot \frac{FT \cdot NFY}{MTBUR} \quad (36)$$

$TATR$ Turn Around Time Ratio, ratio of repair time and considered time interval (here, the considered time interval is one year),
 FT Flight Time, airborne time,
 NFY Number of Flights per Year,
 $MTBUR$ Mean Time Between Unscheduled Removals.

$$MTBUR = FTRR \cdot MTBF \quad (37)$$

$FTRR$ Failure To Removal Ratio,
 $MTBF$ Mean Time Between Failure.

The availability factor z depends on the required availability $\Phi(z)$ of spares on stock. z is the inverse function of the *cumulative Gaussian normal distribution*

$$\Phi(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^z e^{-\frac{x^2}{2}} dx \quad (38)$$

The inverse function z can not be derived analytically, however, the inverse function exist in tabulated or graphical form as given in **Table 3.2** or **Fig. 3.2**.

Table 3.2: Availability factor z given as function of spare part availability $\Phi(z)$

$\Phi(z)$	0.900	0.950	0.975	0.990	0.999
z	1.282	1.645	1.960	2.326	3.090

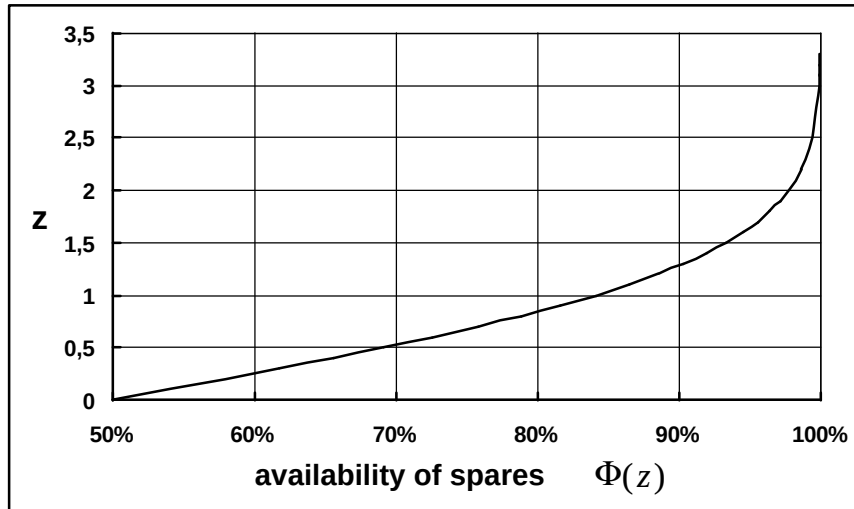


Fig. 3.2:

Availability factor z given as function of spare part availability $\Phi(z)$

3.6 $Delay_{sys}$ Delay and Cancellation Costs

$$Delay_{sys} = (D_I \cdot C_I + D_{II} \cdot C_{II} + D_{III} \cdot C_{III} + D_C \cdot C_C) \cdot NFY \quad . \quad (39)$$

Delay and cancellation costs, $Delay_{sys}$, are calculated here based on three delay categories (taking account of different lengths of delays) and one category for cancellations:

D_1	probability for a delay of up to 29 min.,
D_2	probability for a delay between 30 min. and 59 min.,
D_3	probability for a delay of equal or more than 60 min.,
D_C	probability for a cancellation,
C_1	cost of a delay of up to 29 min.,
C_2	cost of a delay between 30 min. and 59 min.,
C_3	cost of a delay of equal or more than 60 min.,
C_C	cost of a cancellation.

The **probability of delays and cancellations** depends on the aircraft system considered. Statistical evaluations by American Airlines and Lufthansa for ATA-Chapters 21 to 49 are given in [NASA 77] and [SCHOLZ 97a] respectively.

A regression on data from [NASA 77] corrected with data from Lufthansa and Airbus Industrie (details in [SCHOLZ 98b]) yields **delay and cancellation costs** that can be estimated from

$$costs = m \cdot x + b \quad (40)$$

with m and b from **Table 3.3** with x being the number of spec seats. Note: A coefficient of determination $r = 1.0$ means a perfect fit.

Table 3.3: Parameters a and b for calculating delay and cancellation costs with Equation (40) as 1992\$. The coefficient of determination given as r

parameter	delay 0-29 min	delay 30-59 min	delay ≥60 min	cancellation
m	0.291	0.753	2.251	2.900
b	82.2	207.2	1125.7	1499.4
r	0.989	0.963	0.953	0.950

3.7 Other Cost Elements

Other cost elements depend very much on the respective aircraft system in question. E.g. in case of water/waste systems, such other cost elements could be:

1. water costs for filling the potable water tanks,
2. costs for precharging the waste tanks with special fluid for disinfection.

A decision has to be made in which way (if at all) such additional cost elements shall be included in the calculation.

4 Case Study:

Evaluation of Alternative Water Waste Systems for the A3XX

4.1 Water/Waste System Design Alternatives

Four different design concepts or *alternatives* (called A, B, C, and D) of aircraft water/waste systems as given in **Table 4.1** were considered for the Megaliner/A3XX. These four concepts result from combinations of two fundamental design characteristics

- the gray water treatment system and
- the drain mast system.

Both of these (sub)systems can either be present or not in a design concept. **Table 4.1** and **Table 4.2** define the system alternatives.

Table 4.1: Evaluated water/waste system design concepts

A	system without gray water treatment system; with drain mast (open system)
B	system without gray water treatment system; without drain mast (closed system)
C	system with gray water treatment system; with drain mast (open system)
D	system with gray water treatment system; without drain mast (closed system)

Table 4.2: Basic principles of evaluated water/waste system design concepts

A	Gray water leaves the aircraft via drain masts, toilet rinse water (taken from potable water tanks) and waste water is fed into the waste water tanks.
B	Gray water, toilet rinse water (taken from potable water tanks) and waste water is fed into the waste water tanks.
C	Toilet rinse water is generated by gray water treatment systems from wash basin water. Surplus wash basin water and galley water leave the aircraft via drain masts. Toilet rinse water and waste water is fed into the waste tanks.
D	All gray water and waste water is fed into the waste tanks. Due to the gray water treatment systems gray water is partially used as toilet rinse water

The evaluation of the alternatives includes all subsystems from ATA 38 plus "ice protection of water supply and drain lines" designated ATA 30-70.

- **Alternative A** is the "*Airbus-Standard*" water/waste system design solution. This design solution can be found on all present Airbus aircraft.
- **Alternative D** is the *Megalin* Baseline water waste system design solution
- **Alternatives B and C** present further design solutions under discussion.

The evaluation will be based solely on the Direct Operating Cost for the systems as defined in Chapter 3. Not considered in the evaluation of alternatives is the feasibility of a specific design concept and its

- development risk,
- passenger appeal,
- airline appeal,
- commonality to existing aircraft in a mixed fleet.

It is assumed that all design alternatives are designed in detail to certification standards and will show industry standard operational reliability, safety, and availability.

4.2 Input Data

Without any doubt, the most time consuming activity in an evaluation consists of gathering all necessary data and converting this data into a form which is acceptable to the evaluation method. This paper does not make an attempt to go to the roots and details of the aircraft water/waste system. Nevertheless, some system-specific information must be provided:

Following experience, potable water is used in the form as follows:

- 33.3 % toilet rinse water,
 - 12.3 % galley water, \
 - 54.3 % wash basin water. /
- > 66.6% gray water

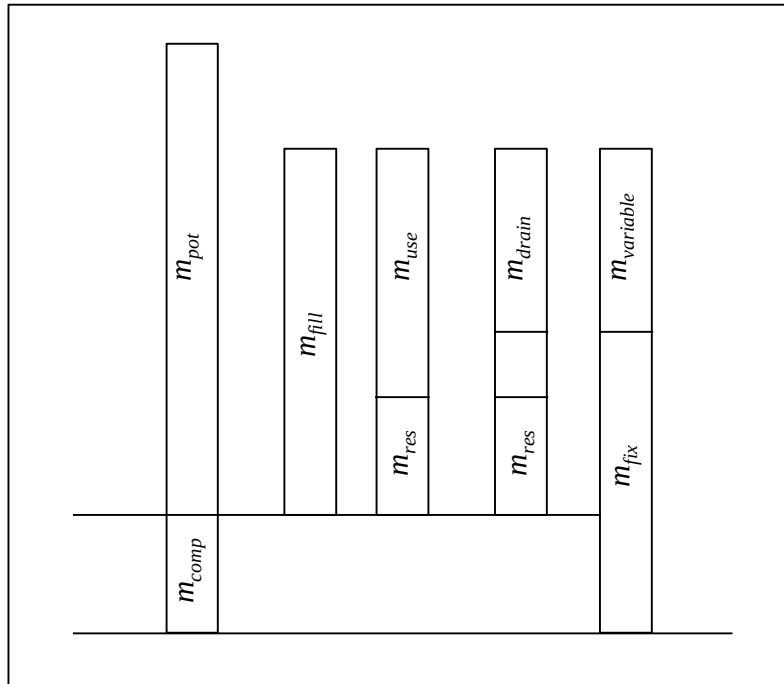


Fig. 4.1:
Systematic of mass
nomenclature for potable
water tanks

The relative amount of water reserves and used water are specified by

$$k_{res} = \frac{m_{res}}{m_{pot}}, \quad k_{use} = \frac{m_{use}}{m_{pot}}. \quad (41)$$

Component mass differences among the alternatives are listed in **Table 4.3** and are due to

- drain masts,
- gray water treatment systems,
- galley transfer units,
- lavatory transfer units,
- waste water and potable water tank size.

Table 4.3: Results from the water/waste system mass estimates for the Airbus A3XX-100: *Mass differences* relative to design alternative A

Mass differences relative to alternative A		A	B	C	D
empty system	-	0 kg	-71 kg	+30kg	-174 kg
filled system	$k_{res} = 0.5; k_{use} = 0.5$	0 kg	+263 kg	-470 kg	-508 kg
filled system	$k_{res} = 0.25; k_{use} = 0.75$	0 kg	+430 kg	-387 kg	-341 kg

System alternatives A and B include drain masts. The parasitic **drag** is caused by two forward and two rear drain masts. The total drag coefficient for the drain masts on an A3XX-100 amounts to 0.0253 drag counts [BURELL 97]. This equals to a drag of about 21 N in cruise flight. Electric power requirements stem from drain mast and pipe heating to prevent freezing (**Table 4.4**). These power requirements cause mechanical power off-takes from the engines. This evaluation is based on a fuel price of 0.2 US\$/l. Aircraft utilization puts a weighting factor on fixed and variable

costs. A3XX utilization was assumed to be similar to A340 utilization. A regression of A340 utilization data shows Fig. 4.2. Further input data can be found in [SCHOLZ 98b]

Table 4.4: Electrical power requirements

part	quantity	specific power	A	B	C	D
drain mast	4	113 W	452 W	-	452 W	-
drain mast pipes	13.3 m	37.5 W/m	499 W	-	499 W	-
lavatory pipes	18.0 m	37.5 W/m	675 W	-	-	-
galley pipes	18.0 m	37.5 W/m	675 W	-	675 W	-
sum	-	-	2301 W	0 W	1626 W	0 W

$$UTIL, HOUR = a \cdot (FT - b)^2 + c \quad (42)$$

with

$$a = -0.007960 \text{ 1/h}^2$$

$$b = 8.124370 \text{ h}$$

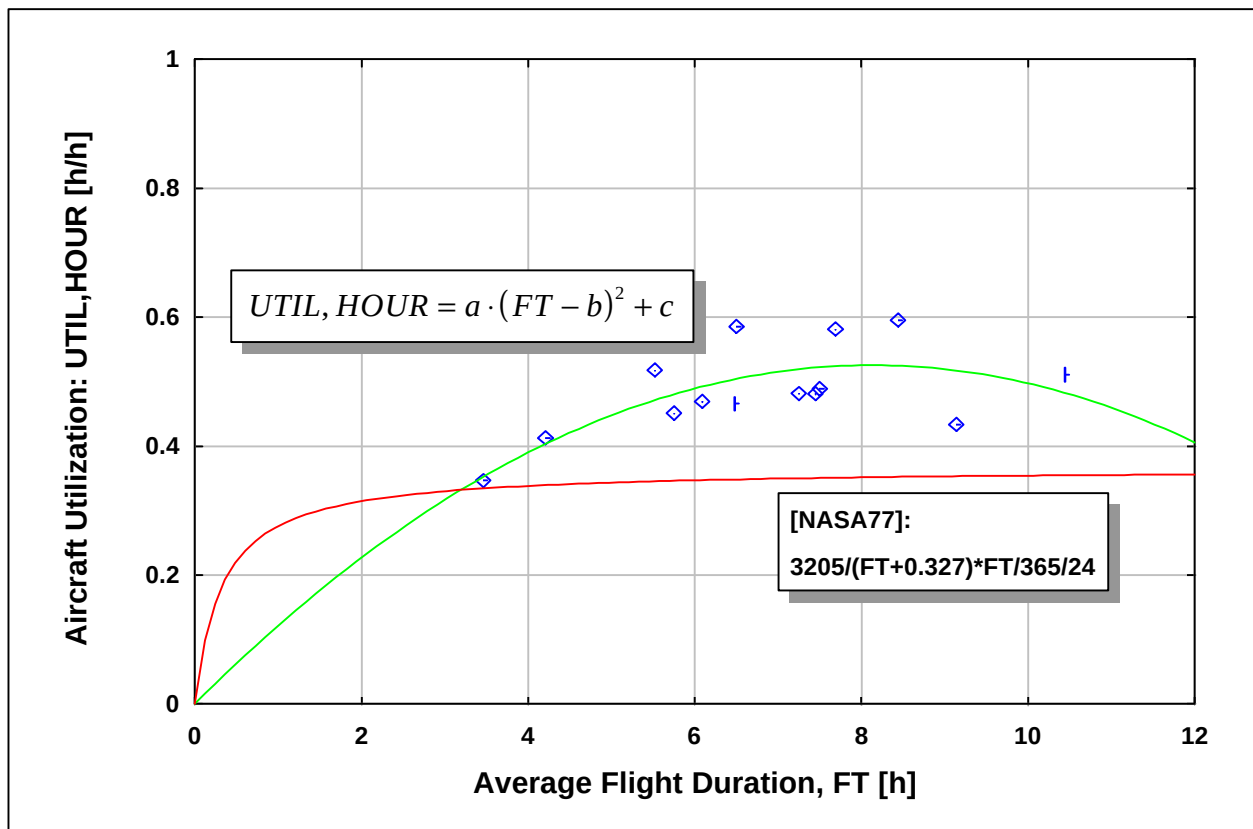
$$c = 0.525433$$


Fig. 4.2: Relationship of flight time, FT , and hourly aircraft utilization, $UTIL, HOUR$. Data from A340 fleet [AIRBUS 96] compared with a relationship from [NASA 77] and a correlation of A340 fleet data.

4.3 Results of DOC_{SYS} Evaluation

The input data was evaluated for the parameter space given in **Table 4.5**. Results were obtained as given in **Fig. 4.3** and **Fig. 4.4**.

Table 4.5: Parameter space of DOC_{SYS} evaluation

	$k_{use} = 0.75$	$k_{use} = 0.50$
$FT = 10$ h	baseline: $FT = 10$ h; $k_{use} = 0.75$	variation: $FT = 10$ h; $k_{use} = 0.50$
$FT = 7$ h	variation: $FT = 7$ h; $k_{use} = 0.75$	variation: $FT = 7$ h; $k_{use} = 0.50$

FT : flight time, airborne time

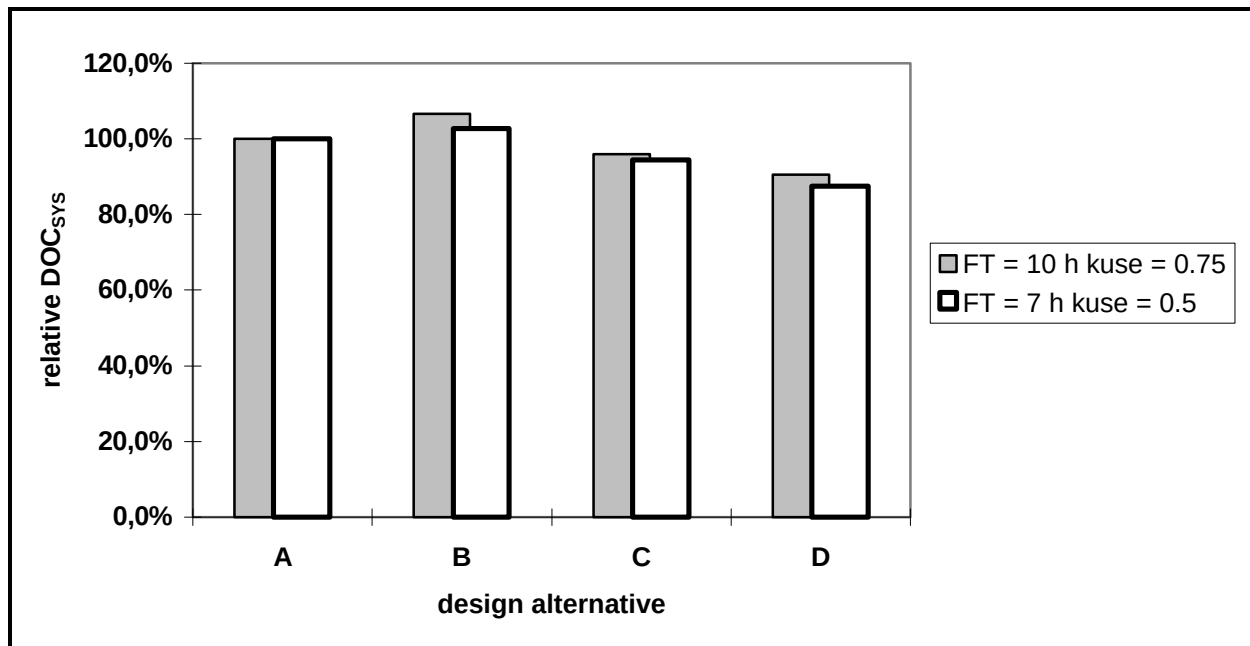


Fig. 4.3: Evaluation results relative to alternative A

5 Conclusions

A method - called DOC_{SYS} - to evaluate aircraft systems has been presented. Cost elements considered in the method are: depreciation, fuel costs, DMC (Direct Maintenance Costs), cost due to delays and flight cancellations, spare holding costs. Fuel consumption is calculated separately for different physical causes. There is fuel consumption due to: fixed and /or variable mass, mechanical power off-takes from the engines, additional drag, ram air off-takes and due to bleed air off-takes.

The proposed method has already been applied to various aircraft systems, subsystems and parts. Here, a summary of one of these studies is presented: Four design alternatives of water/waste systems for the Megaliner/A3XX have been evaluated: alternatives with and without drain mast (i.e. open and closed system) as well as alternatives with and without gray water treatment. The evaluation was done by calculating DOC_{SYS} . The DOC analysis of the four systems showed that it

is possible to save DOC with new design concepts like those with gray water treatment. A closed system without gray water treatment produces more DOC than a conventional system.

6 Acknowledgement

The author has undertaken the case study presented in Chapter 4 at Daimler-Benz Aerospace Airbus. Experts from various disciplines have made their contribution to the evaluation by providing required input data.

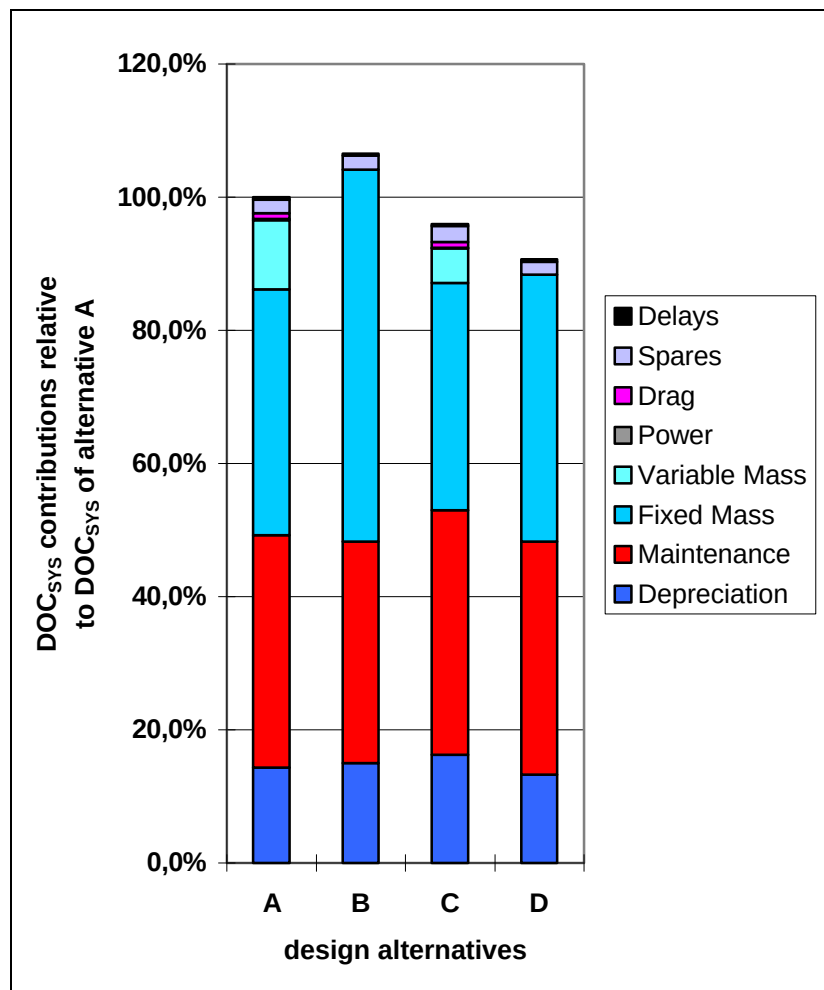


Fig. 4.4:

Contributions of different cost elements to total DOC_{sys} of four water/waste system design alternatives. Flight time, $FT = 10$ h, $k_{use} = 0.75$

7 References

- [AEA 89a] ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Short-Medium Range Aircraft AEA Requirements*, Brüssel : AEA, 1989 (G(T)5656)
- [AEA 89b] ASSOCIATION OF EUROPEAN AIRLINES: *Long Range Aircraft AEA Requirements*, Brüssel : AEA, 1989 (G(T)5655)

- [AIR 1168] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: *Aerospace Information Report 1168/8: Aircraft Fuel Weight Penalty Due to Air Conditioning*, Warrendale : SAE, 1989
- [AIRBUS 88] AIRBUS INDUSTRIE: *Airbus Project D.O.C. Method*, Toulouse, 1988 (AI/TA - P812.076/88 ISS.1)
- [AIRBUS 96] AIRBUS INDUSTRIE: *A340 Quarterly Service Report, December 1996*, Toulouse, 1996 (Customer Service Directorate, Ph. +33-5-61-93-29-41)
- [ATA 67] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Costs of Turbine Powered Transport Airplanes*, Washington D.C. : ATA, 1967
- [BONDERGRAVEN 90] VAN BONDERGRAVEN, G.W.: *Commercial Aircraft DOC Methods*, (AIAA /AHS /ASEE Aircraft Design, Systems and Operations Conference, Dayton, 17.-19. September 1990), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990 (Paper AIAA-90-3224-CP)
- [BRINK 73] BRINK, K.B.; RIECK G.: Qualitative und quantitative Wartbarkeits- und Zuverlässigkeitsanalysen. In: VDI: *Technische Wartbarkeit und Zuverlässigkeit, ihr Einfluß auf den wirtschaftlichen Betrieb*, Düsseldorf : VDI-Bildungswerk, 1973
- [BURELL 97] BURELL, R.: *A3XX - Parasitic Drag due to Drain Masts*, Daimler-Benz Aerospace Airbus, Bremen, 1997. (Fax, 97-12-19)
- [DECHOW 94] DECHOW, M.; HEROLD, H.: *CONSUL, Berechnungsprogramm für die Ermittlung der Cost of Ownership für Systeme und LRUs*, Version 1.1, Deutsche Aerospace Airbus, Hamburg, 1994 (EZ32)
- [HONEYWELL 91] HONEYWELL INC., COMMERCIAL FLIGHT SYSTEMS GROUP: *Cost of Ownership Analysis*, Phoenix, 1991
- [LUFTHANSA 82] LUFTHANSA: *DLH Method 1982 for Definition of the Performance and Direct Operating Costs of Commercial Fixed Wing Aircraft*, Lufthansa, Hamburg, 1982
- [NASA 77] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (ED.): *A New Method for Estimating Current and Future Transport Aircraft Operating Economics / American Airlines*, New York. Washington D.C. : NASA, 1977 (NASA CR-145190)
- [ODELL 93] ODELL, T.T.: *Boeing HSCT OpCost Methodology*, Seattle : Boeing Commercial Airplane Group, 1993 (6-1442-MES-HSCT-002-93)
- [POUBEAU 89] POUBEAU, J.: *Direct Maintenance Costs - Art or Science?*, Blagnac : Airbus Industrie, 1989

- [RAYMER 89] RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington D.C. : AIAA, 1989
- [ROSKAM 90] ROSKAM, J.: *Airplane Design*, Vol. 1-8, Ottawa, Kansas, 1990
- [SCHOLZ 95] SCHOLZ, D.: Betriebskostenschätzung von Flugzeugsystemen als Beitrag zur Entwurfsoptimierung, (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß, Bonn, 26.-29. September 1995). In: Bürgener, G. (Ed.): *Jahrbuch 1995 I*, Bonn : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 1995, S. 50 - 61
- [SCHOLZ 97a] SCHOLZ, D.: *Entwicklung eines CAE-Werkzeuges zum Entwurf von Flugsteuerungs- und Hydrauliksystemen*, Fortschr.-Ber. VDI Reihe 20, Nr. 262, Düsseldorf : VDI Verlag, 1997
- [SCHOLZ 97b] SCHOLZ, D.: *Betriebskostenberechnung für Wassersysteme in Großraumflugzeugen*, Neu Wulmstorf : Applied Science, 1997 (Report 1-97). - Report written for MAN Technologie AG, Karlsfeld, Kennzeichen 005/77102553
- [SCHOLZ 98a] SCHOLZ, D.: *Betriebskostenberechnung für verschiedene Varianten des Wassersystems eines Airbus A340-600*, Neu Wulmstorf : Applied Science, 1997 (Report 1-98). - Report written for MAN Technologie AG, Karlsfeld, Kennzeichen 005/78102715
- [SCHOLZ 98b] SCHOLZ, D.: *Design Concepts of Water/Waste Systems for New Aircraft Projects*, Vol. 2: Evaluation of Water/Waste System Baseline and Alternative Concepts, Neu Wulmstorf : Applied Science, 1997 (Report 2-98). - Report written for Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg, Kennzeichen 024098/81158417
- [SCHOLZ 98c] SCHOLZ, D.: *Direct Operating Costs of Water/Waste System Design Alternatives for the Airbus A340-600*, Neu Wulmstorf : Applied Science, 1998 (Report 3-98). - Report written for Daimler-Benz Aerospace Airbus, Hamburg, Ref.-Number 024098/81241433
- [SCHOLZ 98d] SCHOLZ, D.: *Direct Operating Costs of Systems with Bi-directional Hydraulic - Electric Power Conversion Units (HEPCU) & Direct Operating Cost Comparison: IDG versus VSCF Generator*, Neu Wulmstorf : Applied Science, 1998 (Report 4-98). - Report written for ESW - EXTEL SYSTEMS WEDEL, Ref.-Number 02/4503733
- [ZANGEMEISTER 76] ZANGEMEISTER, C.: *Nutzwertanalyse in der Systemtechnik*, München : Wittemann, 1976

HALUK TAYSI, DASA Airbus, Bremen

Flugzeugbewertung in der Zeit der Allianzen, der Mega-Verkäufe und des Herstellerduopols

Flugzeugbewertung in der Zeit der Allianzen, Megaverkäufe und des Herstellerduopols

Haluk Taysi - DASA Airbus

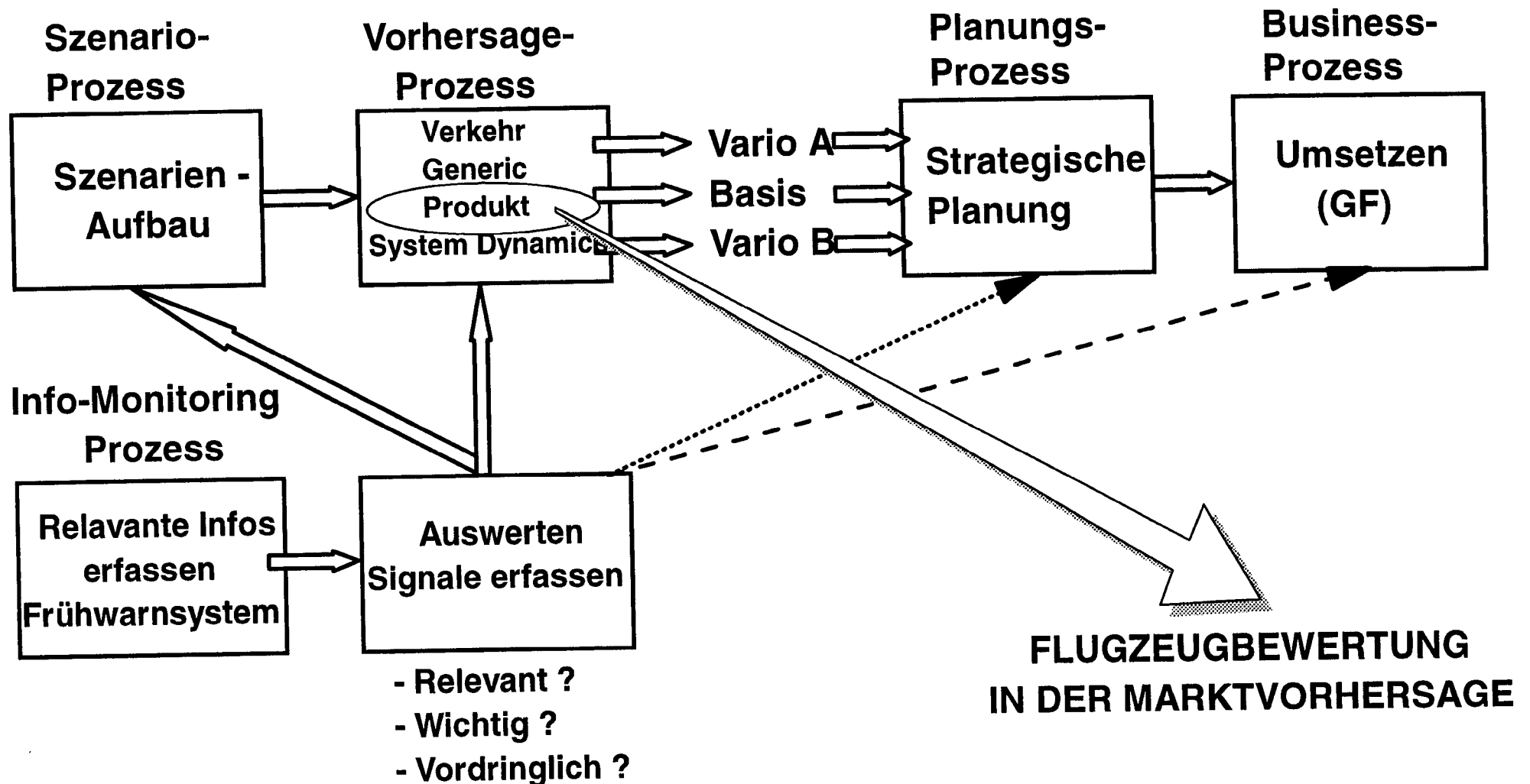
**DGLR Workshop - „Bewertungen von Flugzeugen“
26./27.10.1998
TU-München, Garching**



Inhalt

- **Flugzeugbewertung in Marktvorhersagen**
- **Hersteller und Produkte 1970-2000**
- **Fluggesellschaften 1970-2000**
- **Beschaffungsverhalten der Luftverkehrsgesellschaften**
- **Leasinggesellschaften**
- **Polarisierung des Kaufverhaltens**
- **Bedeutung der Allianzen**
- **Restwerte und Finanzierungsstrukturen**

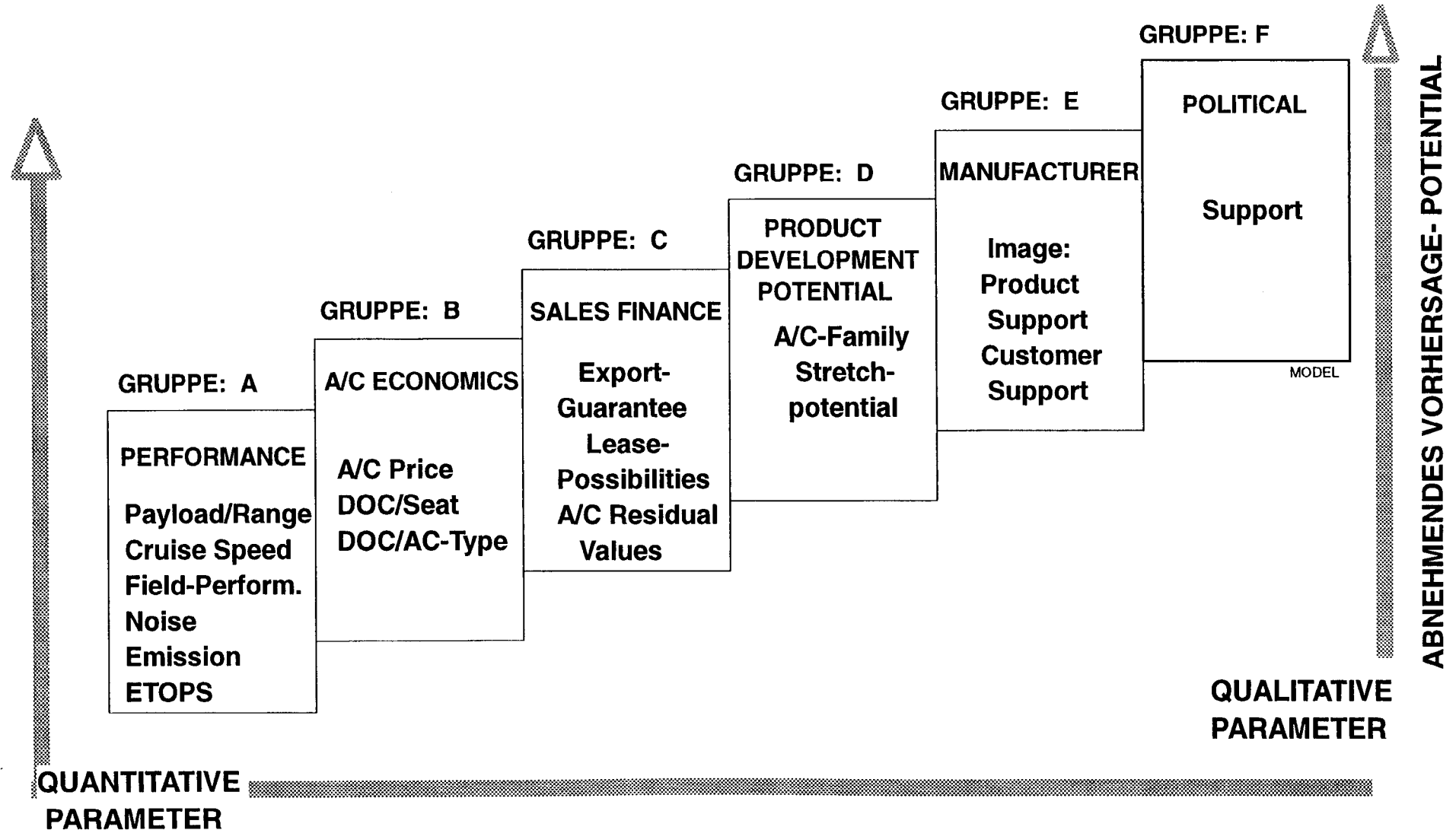
- ➔ **Wie in der Vergangenheit werden auch in der Zukunft Flugzeuge bei Fluggesellschaften und Leasingfirmen bewertet zwecks Kaufentscheidung.**
- ➔ **Sind diese Bewertungen im endgültigen Entscheidungsprozess wichtig?**



Flugzeugbewertungsparameter in Produktvorhersage



Daimler-Benz Aerospace
Airbus



Hersteller der 70er Jahre - 100+ Sitzler



Daimler-Benz Aerospace
Airbus

Produkte			
	<u>Kurz-</u>	<u>Mittel-</u>	<u>Langstrecke</u>
Boeing →	B737	B720, B727	B707, B747
McDonnell Douglas →	DC-9	DC-8, DC-10	DC-10-30
Lockheed →	—	L-1011	L-1011-500
Airbus →	—	A300	—
British Aircraft Corporation →	BAC 1-11	Concorde	—
Hawker Siddeley →	Trident	—	—
Dassault →	Mercure	—	—
Sud-Aviation →	Caravelle	Concorde	—

Hersteller der 80er Jahre - 100+ Sitzler

Produkte			
	<u>Kurz-</u>	<u>Mittel-</u>	<u>Langstrecke</u>
Boeing →	B737 Serie	B727, B757, B767	B747, B767ER
McDonnell Douglas →	MD-80 Serie	DC-10	DC-10-30, MD-11
Airbus →	A320	A300, A300-600, A310	—
Lockheed →	—	—	L-1011-500
British Aerospace →	BAe 146	—	—
Fokker →	F100	—	—

Hersteller der 90er Jahre - 100+ Sitzler



Daimler-Benz Aerospace
Airbus

Produkte

	<u>Kurz-</u>	<u>Mittel-</u>	<u>Langstrecke</u>
Boeing/MDC →	B737 Serie, B717, MD-80/-90 Serie	B757 Serie, B767-300, B777-200/-300	B747, B767-300ER, B777-200ER, MD-11
Airbus →	A320 Familie	A300-600R, A310, A330-300	A330-200, A340-300 A340-500/-600
British Aerospace →	BAe 146	—	—

Produktvergleich - Heute

Boeing

Airbus

**B737-300/-400/-500, B737-600/
-700/-800/-900, B757-200/-300**

Single Aisle

**A319-100, A320-200,
A321-100/-200**

**B767-200/-300/ER,
B777-200/ER/-300**

Twin Aisle

**A300-600R, A310-300,
A330-200/-300,
A340-200/-300**

B747-400

Macro Body

—

Produktvergleich - Morgen



Daimler-Benz Aerospace
Airbus

Boeing

**B737-300/-400/-500, B737-600/
-700/-800/-900, B757-200/-300**

Single Aisle

Airbus

**A318, A319-100, A320-200,
A321-100/-200, A322**

**B767-200/-300/ER,
B777-200/ER/-300,
B777X**

Twin Aisle

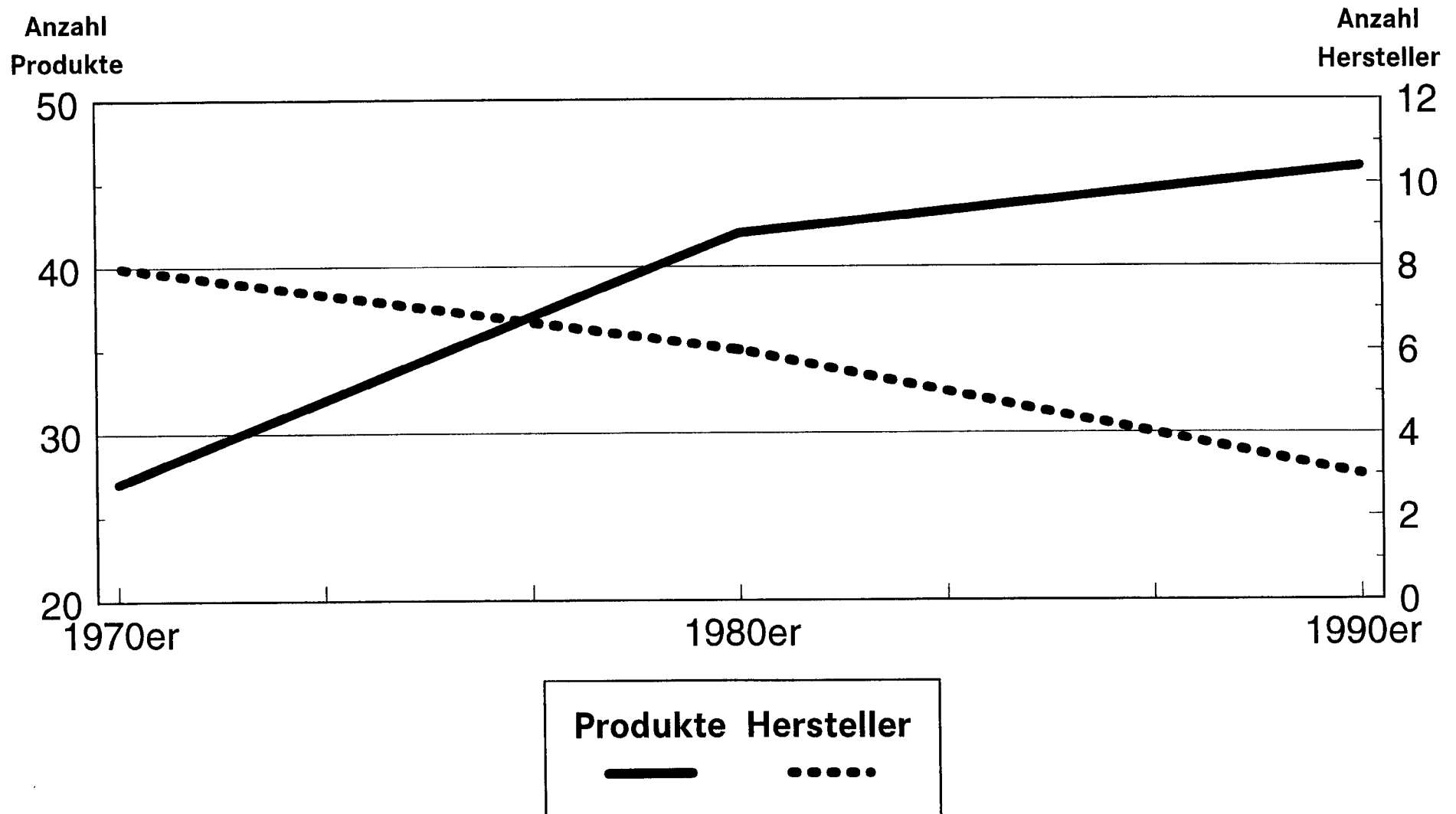
**A330-200/-300,
A340-200/-300,
A340-500/-600**

**B747-400,
B747-IGW/IGWSTR**

Macro Body

A3XX-50/-100/-200

Hersteller und ihre Produkte





-
- Die 70er:** In den USA private Firmen in reguliertem Umfeld, 1978 DEREGULATION. Rest der Welt „Flag Carrier“, fast 100% staatlich, bi-laterale Verträge regeln internationale Dienste, „Flag Carrier“ kontrollieren Inlandsdienste
- Die 80er:** In den USA Auswirkung der Deregulation, Verdrängungswettbewerb, Gründung und Konkurs vieler „Start-ups“, „Code Sharing“ der Commuter mit „Trunks“. In Europa zunehmende Privatisierung, schrittweise Liberalisierung im Intra-Europäischen Netz. Weltweit Aufweichung der strengen bi-lateralen Verträge, „Code Sharing“ auf ausgewählten internationalen Diensten.
- Die 90er:** Weitere Privatisierung auch in Asien und Lateinamerika. Liberalisierung innerhalb Europas abgeschlossen. Rest der Welt folgt USA und Europa. Bildung weltweiter Allianzen - zunächst nur im Verkauf, jedoch auch schon im Hinblick auf weitere Kooperationsmöglichkeiten.
- Die nächste Dekade:** Polarisierung des Weltluftverkehrs durch Wandlung der Allianzen zu „Mega-Carriern“, damit Bildung eines Nachfrage-Oligopols.



- ◆ Zunehmende Privatisierung zwingt zur sparsamen Nutzung der Finanzmittel. Auf der obersten Management-Ebene Wechsel von „Airline-Romantik“ zu „Share-Holder Value“.
- ◆ Wandlung zu „Mega-Carriern“ erhöht die Marktmacht (buying power).
- ◆ Bestellungen durch Allianzen beinhalten (fast) immer große Stückzahlen.
- ◆ Große Stückzahlen oder „special agreements“ sind der Weg zu hohen Preisnachlässen.
- ◆ Große Stückzahlen bringen Unstetigkeiten in die Lieferkadenzen. AIRBUS INDUSTRIE und BOEING werden zunehmend gegeneinander ausgespielt.

Leasinggesellschaften - Entstehung und Einfluss auf Flugzeugmarkt



- ◆ In den 70er Jahren wurde durch Einrichtung von Steueroasen ein Anreiz für Kapitalanleger geschaffen.
- ◆ GUINNESS PEAT AVIATION (GPA) war die erste namhafte Leasinggesellschaft, die sich nicht nur um die Finanzierung, sondern auch im Bedarfsfall um den Betrieb der Flugzeuge kümmerte.
- ◆ Leasing wurde zunächst von finanzschwachen Luftverkehrsgesellschaften zur Beschaffung von Fluggerät eingesetzt; im Laufe der Zeit nahmen auch „wirtschaftlich gesunde“ Betreiber geleastes Gerät in ihre Flotten auf, um so Verkehrsspitzen aufzufangen und bei Nachfrageeinbrüchen Überkapazitäten relativ problemlos wieder „aus den Büchern“ zu bekommen.
- ◆ So wie die Luftverkehrsgesellschaften benutzen auch die Hersteller die Leasinggesellschaften zum Ausgleichen von Lieferengpässen.
- ◆ Leasingfirmen - führend darunter GECAS (Nachfolger von GPA), ILFC und GATX - besitzen heute etwa 20 Prozent der weltweit genutzten Verkehrsflugzeuge. Tendenz steigend.

→ „Exclusive Deals“

- ◆ Einige Airlines haben sich entschieden, langfristig nur noch von einem Hersteller zu kaufen.
- ◆ Dadurch werden die niedrigsten Preise und grosse Flexibilität bezüglich Flugzeugtypenwahl und Liefertermine erreicht.
- ◆ Derzeitige „exclusive deals“ (nicht unbedingt vertraglich gebunden):

Airbus
US Airways

Boeing
American Airlines
Continental Airlines
Delta Airlines



→ Voll- oder Teilbindungen an einen Hersteller „Silent Exclusive Deals“

- ◆ Ohne vertragliche Bindungen kaufen einige Fluggesellschaften nur oder fast nur von einem Hersteller bzw. konnten sich längerfristig an einen binden:

Airbus

Aer Lingus
Air Canada
Austrian Airlines
British Midland
Lufthansa
Swissair

Boeing

Air New Zealand
All Nippon Airways
Britannia Airways
British Airways*

*(hier steht eine Änderung bevor)

Braathens
EVA Air
Japan Airlines
KLM
Lauda Air
Qantas
Royal Air Maroc

Southwest Airlines
TWA
Varig

→ Bindung an einen Hersteller aufgrund von politischem Druck

Saudia	-	an Boeing
V.R.China	-	Verteilungsprinzip durch zentrale Regierungsstellen an Boeing/Airbus
El Al	-	an Boeing

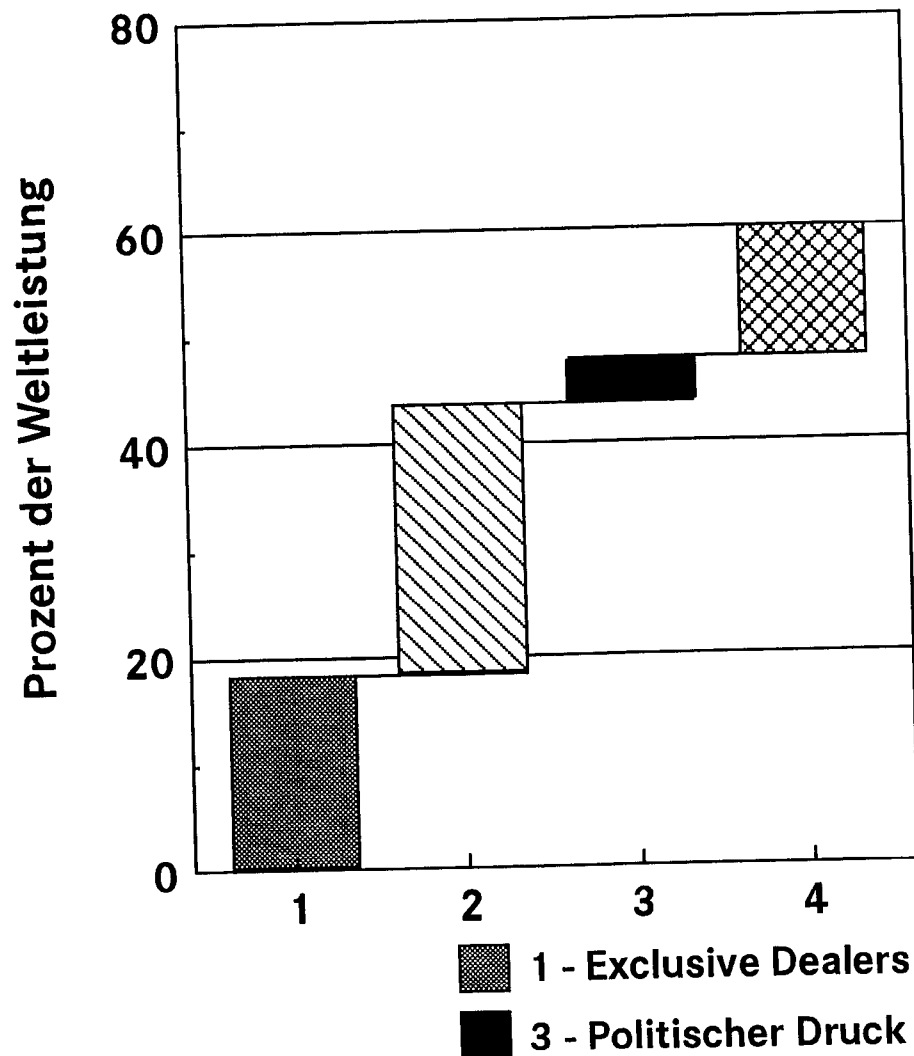
→ Bindung an einen Hersteller für Teilflotten

◆ Einige grössere Airlines orientieren sich an AI oder Boeing für ihre Single-Aisle- und Twin-Aisle-Flotten:

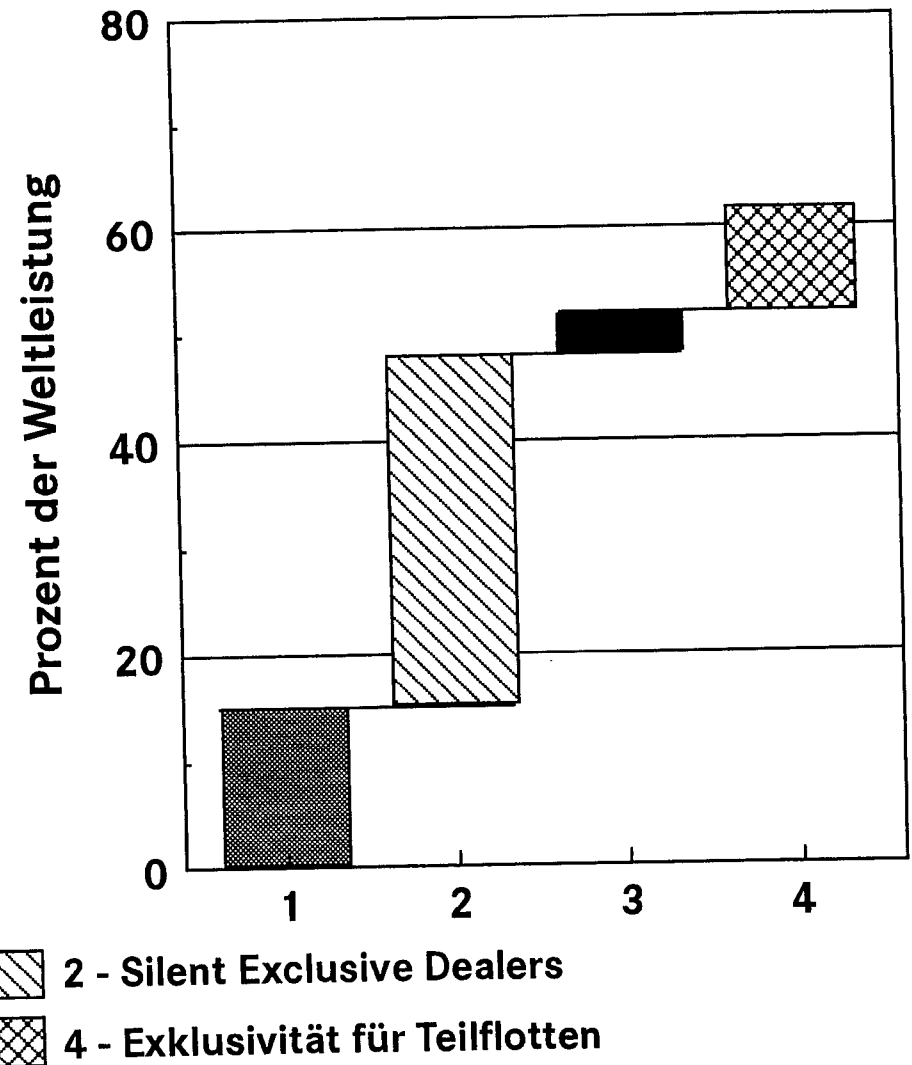
United	-	Tendenz SA ☞ Airbus, TA ☞ Boeing
Northwest	-	Tendenz SA ☞ Airbus, TA ☞ Boeing
British Airways	-	Tendenz SA ☞ Airbus ?, TA ☞ Boeing

Bedeutung des polarisierten Kaufverhaltens

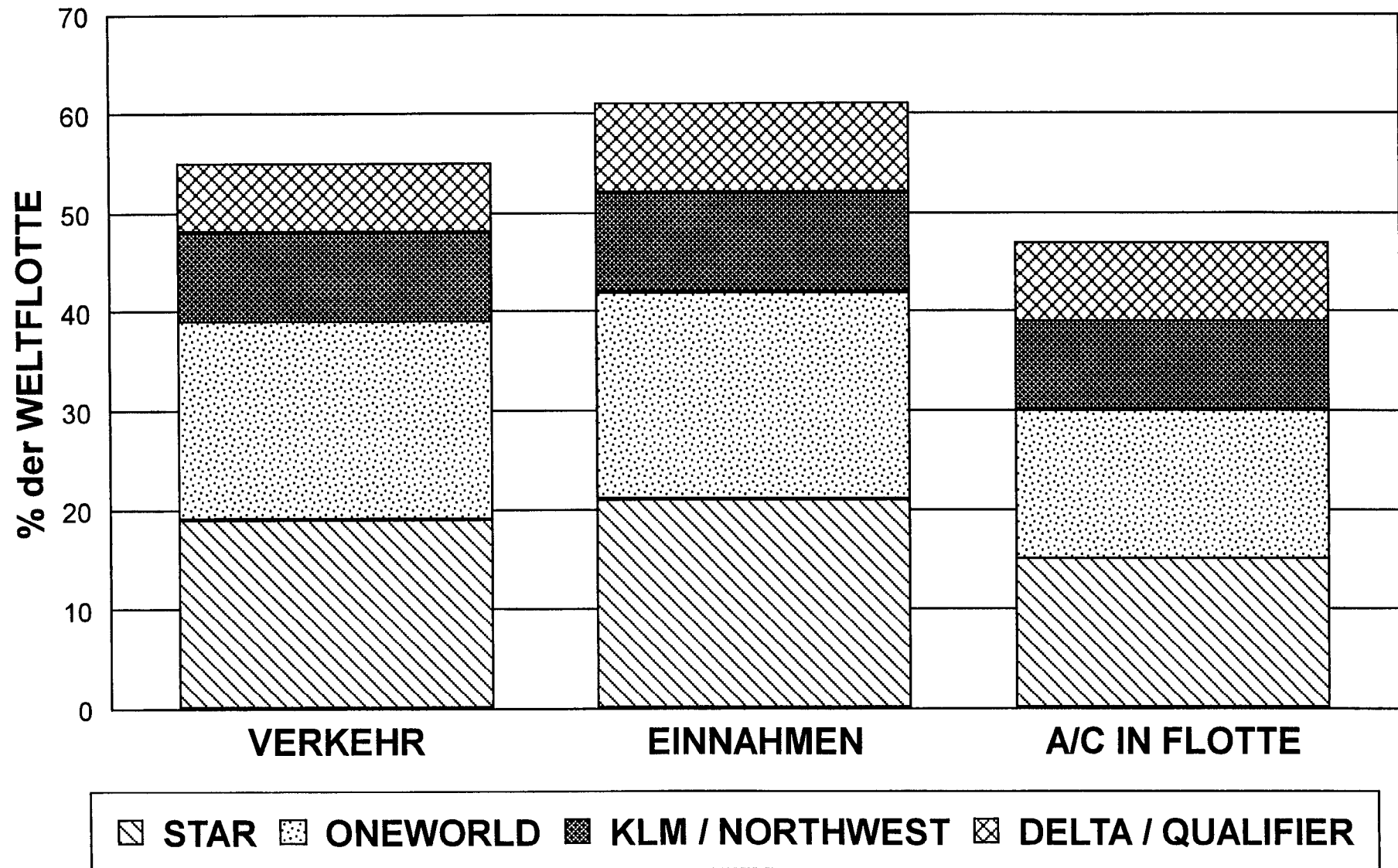
A) Geleistete Passagierkilometer



B) Einnahmen



Bedeutung der Airline Allianzen



→ Zukünftige Flugzeug-Restwerte (Residual Values) bei der Kaufentscheidung

◆ Die zu erwartenden Wiederverkaufswerte von Flugzeugen spielen bei der Kaufentscheidung mehr und mehr eine wichtige Rolle.

- Flugzeugfinanzierung hängt sehr stark von sog. „Asset Value Guarantees“ ab. Je höher ein Restwert geschätzt wird, um so besser sind die Finanzierungsbedingungen bzw. Verkaufschancen.

→ Rolle der Finanzierungsstrukturen, Steuervorteile und „Innovative Deals“

- Oft werden kleine Unterschiede bei den flugzeugbezogenen Bewertungskriterien unbedeutend durch clevere Finanzstrukturen (Europäer besser) und Steuervorteile im Rahmen einer „Life-Cycle Cost“-Betrachtung.

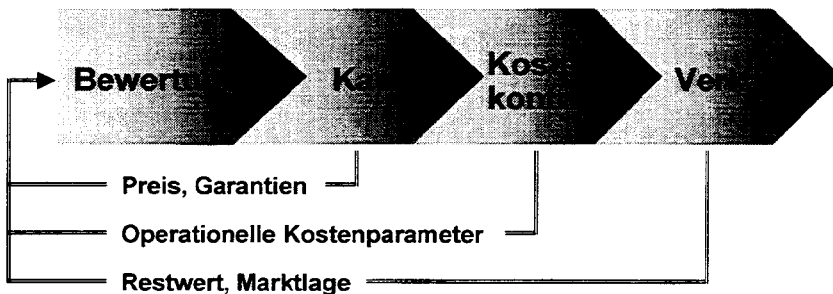
- In der Zukunft könnten die sog. „Innovative Deals“, wie z.B. „turn-key operations“, die wichtigste Rolle bei der Kaufentscheidung spielen.

JÜRGEN THORBECK, Deutsche Lufthansa, Hamburg
Flugzeugbewertung in einer Luftverkehrsgesellschaft

Flugzeugbewertung in einer Luftverkehrsgesellschaft

- Organisatorischer Rahmen der Flugzeugbewertung
- Flugzeugbewertungsprozeß
- Operationelle Standards
- Betriebskostenabschätzung
- Gesamtbewertung
 - Kriterien
 - Neue Technologien

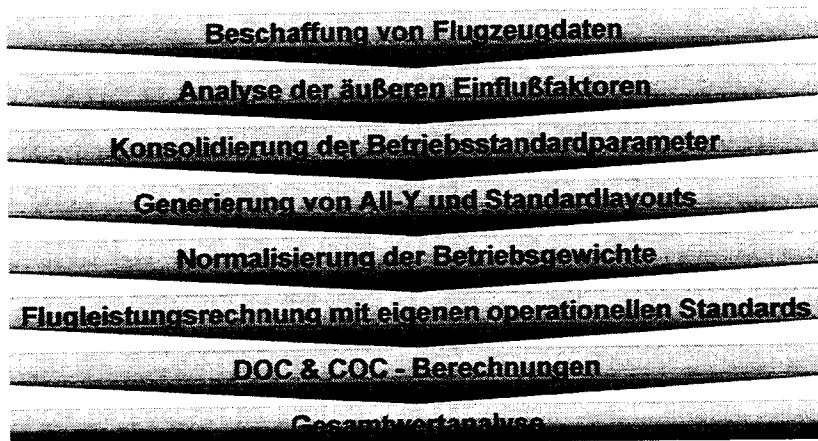
Betriebswirtschaftliche Betreuung des Flugzeug-Lebenszyklus



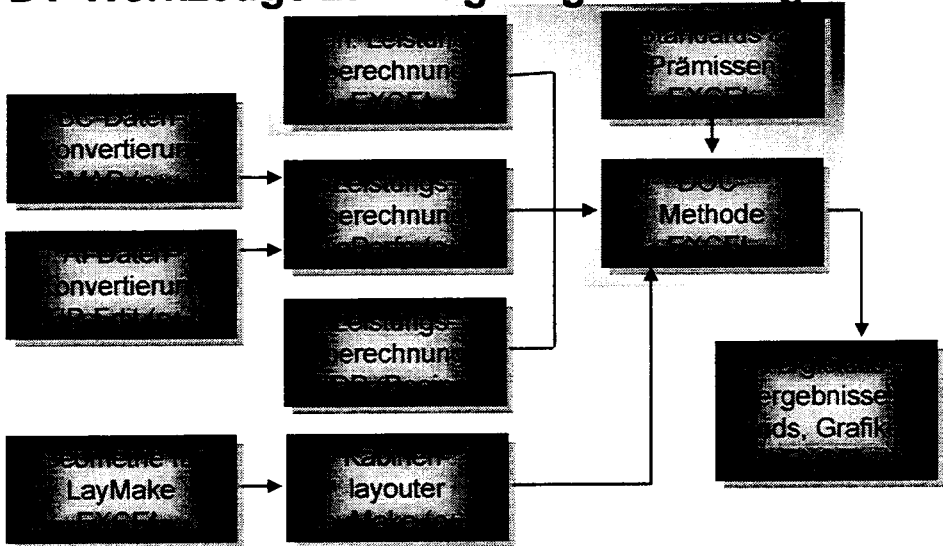
Hauptaufgabe der Flugzeugbewertung: Unabhängige Bewertung von Flugzeugen wie eine "Stiftung Warentest"



Flugzeugbewertungsprozeß



DV-Werkzeuge zur Flugzeugbewertung



Operationelle Standards

- **Kabine**

- Sitze
 - Abstand, Sitze pro Reihe, Dimensionen, Lehnenwinkel, Gewicht
- Küchen
 - Trolleyanzahl, Cateringvolumen, Dimensionen, Gewicht
- Toiletten
 - Anzahl, Dimensionen, Gewicht
- Garderoben
 - Volumen, Dimensionen, Gewicht
- O/H-Ablagevolumen
- Gangbreite
- Notausrüstungsgewicht
- Trink- & Schmutzwasservolumen

- Cockpit-Ausrüstung

- BFE
 - Funktion, Preis, Gewicht

- **Cargo-Ausrüstung**

- ULD's
 - Volumen, Gewicht, Dimensionen

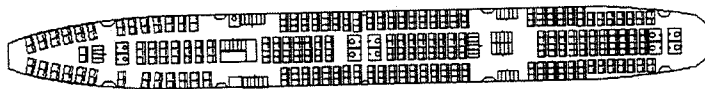
- **Crews**

- Crew-Index, -gewicht, -gehälter

- **Flugmission**

- Blockkraftstoff, -zeit, Nutzlast
 - Geschwindigkeit, Flughöhe, Ausweichstrecke, Reserven

Layout-Generator - Benutzeroberfläche



(1642.04 , 643.54)

Kapazitätsvariationen der B777-300

3-Class

10F/60C/285M (355 Pax)

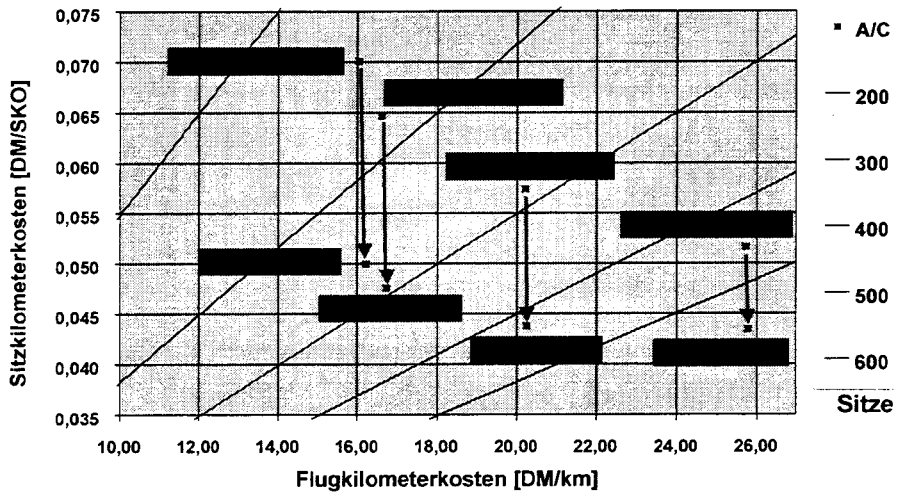


All-Economy

496Y



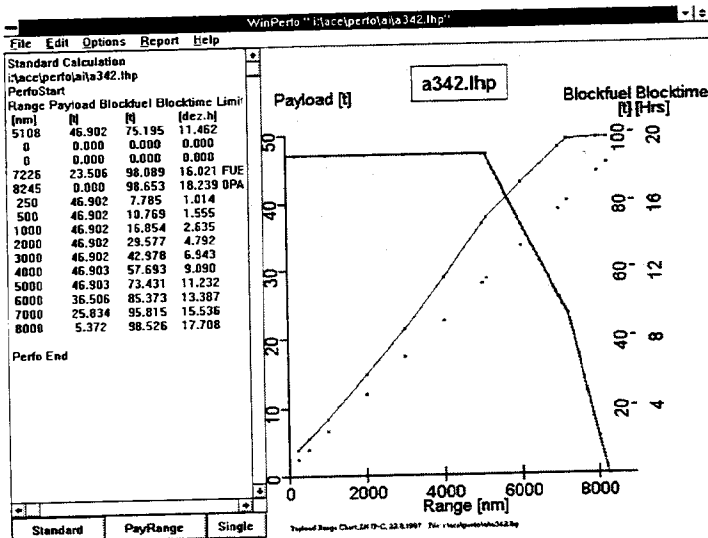
Kapazitätsvariationsvergleiche - Langstrecke



LH-Definition der Flugmission

1. Engine Start/Idle (LR: 4 min., M/SR: 2 min., regional: 1 min.)
2. Taxi-Out (LR: 10 min., M/SR: 9 min., regional: 5 min.)
3. Take-Off (No spec. airport conditions - slope, obstacles, etc., ISA)
4. Climb (Residual rate 300 ft/min or 1,3 g buffet up to highest uneven FL)
5. Cruise (LR speed, step climbs if another 4000 ft possible, 5% contingency)
6. Descent (to 1500 ft)
7. Alternate (Distance: LR: 200 nm, M/SR: 150 nm, regional: 100 nm)
8. Holding (Jets: 0,5 fh at 1500 ft, Props: 0,75 fh at cruise level)
9. Approach/Landing (from 1500 ft)
10. Taxi-In (LR: 5 min., M/SR: 4 min., regional: 3 min.)

PC-based Performance Calculation



DOC Abschätzungsmethode

Grundlagen:

- Entwickelt zum Vergleich verschiedener Flugzeuge auf gleicher Basis
- Regelmäßige (jährliche) Anpassung an operationelle Randbedingungen erforderlich
- Vergleich von Flugzeugprojekten und zugelassenen, aber nicht im Einsatz befindlichen Flugzeugen mit Mustern der eigenen Flotte muß möglich sein
- Nicht anwendbar für Routen- oder Ist-Kostenstudien

DOC Abschätzungsmethode

Anforderungen:

- So einfach, aber so akkurat, wie möglich
 - Analytische Formeln, wenn ableitbar
 - Regressionsformeln für komplexe Zusammenhänge (z.B. Instandhaltung, Gebühren)
- Benutzung von Durchschnittswerten
 - Streckenlänge, Flug-/Blockzeit, Auslastung, Crew-Index & Gehälter, Zinssatz, Kraftstoffpreis
- Zuverlässige und verfügbare Datenquellen
 - Fleet performance report, aircraft performance manuals, maintenance cost
- Blick in die Zukunft
 - Inflation von Material-, Personal und Kraftstoffkosten
- Transparente Ergebnisse

Voraussetzung für einen fairen Vergleich

- Anwendung gleicher Standards
- Layout mit größtem Gesamtpotential
 - Minimaler Sitzabstand
 - Größtmögliche Sitzanzahl pro Reihe
 - Kleinster akzeptabler Service-/Toilettenstandard
- Keine Einsatzrestriktionen
 - Zugelassenen MTOW, MZFW (nicht gebührenoptimiert)
 - Wirtschaftliche Optimalgeschwindigkeit

Einflußgrößen der DOC- Abschätzung

•Basisprämissen

Flottengröße, Betrachtungsjahr, Kosten-Basisjahr, Personalkosteneskalation,
Materialpreiseskalation, Mannstundenpreis, \$-Parität, Passagiergewicht,
Gepäckgewicht, Besatzungsgewicht, Bulk-Cargo-Dichte, Auslastung, Kapazität

•Kapitalkosten

Abschreibungszeitraum, Kaufpreis,
Restwert, Zinssatz

•Kraftstoff

Blockkraftstoff, Dichte, Preis,
Preiseskalation

•Versicherung

Prämie, Flugzeug- und Ersatzteilpreis

•Feste Technikkosten

Dimensionen, Gewicht, Triebwerkszahl

•Cockpitpersonal

Crew-Index, Auslastung

•Flugbegleiter

Kapazität, Auslastung, Crew-Index

•Instandhaltung

MTOW, Flugzeit, Auslastung, Zulassungsjahr für Flugzeug und Triebwerk, Triebwerkszahl,
Modullaufzeiten, Derate, Nebenstromverhältnis, Standschub, Druckverhältnis

•Gebühren(Landung, Abfertigung, Navigation)

Preiseskalation, Streckenlänge, Auslastung, Flugzeit, Lärmklasse, Nutzlast, MTOW

DOC-Abschätzungsprogramm - Benutzeroberfläche

Microsoft Excel - A3XX1NP.XLS

File Edit View Insert Format Extras Data Window ?

Anal 10 F X U %

B11

Type: A3XX-100NP Configuration: 15F/66C/472M

Fuel	Assumptions	Utilization	Capital Cost
Fees	Configuration	Performance	☐ COC
Cockpit Crews	DOC vs Range	Grid Table	☒ Study Price
Cabin Crews	DOC-Diagram	Cabin Layout	☐ LH-Preis
Fix Cost Techn.	DOC vs Range	PL vs Range	Cockpit
Airframe	LayMake	WinPerfo	☒ 2 Crew
Engines	Standard	DOC vs Range	☐ 3 Crew
Capital	Makros	Revision	Service Years
Insurance			7

Dispatch Configuration Noise Status

Long Range Wide Body Kat. III Project

Bereit NUM

Frachtanrechnungsmethode

- Stückkosten basieren auf Sitzkapazität
- Restfracht bleibt unberücksichtigt
- Betrifft Combis und Wide-Bodies
- Einfache Korrektur zur Frachtanrechnung:

$$SMC_{cor} = SMC * \frac{Seats}{Revenue_{fr}} + \frac{Revenue_{pax}}{Seats}$$

mit $Revenue_{fr}$ = Frachterlös pro kg und Flug * (max. Nutzlast - Sitze * Paxgewicht)
 und $Revenue_{pax}$ = Durchschnittserlös pro Passagier und Flug

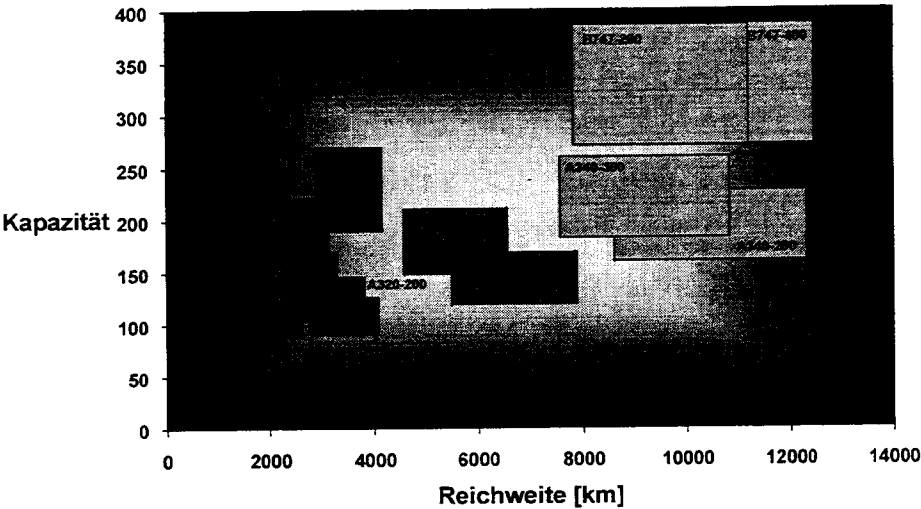
Ergebnisse der DOC-Abschätzung

- Flugzeugbasisdaten
- Operationelle und finanzielle Prämissen
- Nutzlast-Reichweitendiagramm
- Sitzmeilenkosten (ggf. mit Cargo-Korrektur)
- Flugkilometerkosten
- Wertfaktoren
 - Preis pro Sitz
 - OEW pro Sitz
 - Kraftstoffverbrauch pro Sitz
- Kosten-Streckendiagramm

Vergleichssystematik/ -varianten

DOC	DOC	DOC	DOC	COC	COC
All-Y	All-Y	LH-Kabine	LH-Kabine	All-Y	LH-Kabine
Listenpreis	LH-Preis	Listenpreis	LH-Preis		

Lufthansa Flottenstruktur (Kapazität/Reichweite)



Vergleich der Flugzeugbasisdaten

Basic Data									
Aircraft Type	B747-400	B747-200	A340-300E	A340-200	MD11	B777-200B	A340-600	A330-100NP	
Status	service	service	Service	Service	Service	service	Study	project	
Certification Year	1988	1972	1996	1992	1990	1995	2001	2002	
No. of Engines	4	4	4	4	3	2	4	4	
Engine Type	CF6-80C2B1	CF6-50E2	CFM56-5C4	CFM56-5C2	CF6-80C2D1	PW 4090	TRENT 556	TRENT 900	
T/O Thrust	58.0	53.0	34.0	31.0	82.0	90.0	56.0	69.0	klbs
Aircraft Price	163.997	138.917	137.290	126.246	146.476	146.859	157.543	336.418	MioDM
Engine Price	6.524	6.186	7.818	7.287	7.318	12.605	8.808	7.429	MioDM
Span	64.44	59.64	60.30	60.30	51.77	60.93	63.60	79.00	m
Length	70.66	70.51	63.66	59.39	61.62	63.73	75.30	70.80	m
Height	19.40	19.33	16.83	16.92	17.60	18.53	17.80	24.30	m
Seat Capacity	386	379	247	212	263	279	329	553	
Layout	16F64C306M	8F55C316M	8F42C197M	8F42C162M	10F49C204M	10F49C220M	12F54C263M	5F166C187M	
Cockpit Crew	2	3	2	2	2	2	2	2	
Cabin Crew	16	15	11	10	11	12	14	19	
MTOW	870.0	833.0	606.3	566.6	625.5	632.5	784.8	1190.5	klbs
MTOW	394.6	377.8	275.0	257.0	283.7	286.9	356.0	540.0	to
MZFW	242.7	238.8	178.0	169.0	186.0	196.0	237.0	356.0	to
OEW	188.6	176.8	136.8	129.3	136.8	148.6	184.4	280.8	to
Max. Payload	52.2	52.3	41.2	34.2	40.6	41.8	49.4	69.9	to
Container	14	14	12	8	12	10	11	34	
Pallets	5	5	6	5	6	6	8		
Bulk volume	20.1	24.1	19.7	19.7	9.0	14.4	11.7	25.0	cu m
Payload struct. limit	54093	62054	41175	39742	49194	46419	52622	75156	kg
volume limit	52233	52341	41421	34211	40590	41847	49378	68688	kg
Residual Cargo	13247	14062	16726	12799	14027	13668	16149	5288	kg
Ranges with									
Max. payload	5920	5309	5645	5842	5645	5428	5495	6110	nm
Max. pax	6619	5962	6940	6924	6498	6502	6509	6791	nm
Max. tank capacity	6895	5935	6929	7296	6382	6659	7737	9465	kg
Residual Payload	33873	30643	26182	17145	30610	22337	15298	0	kg
Cruise speed	495	496	465	467	485	484	467	455	kt
T/O FL ISA, SL	3179	3307	3078	2773	3063	0	0	3109	m
L/D FL, ISA, SL	2073	1935	1995	1844	2134	0	0	1370	m

HAM MF/C, 21.10.98

Seite 21

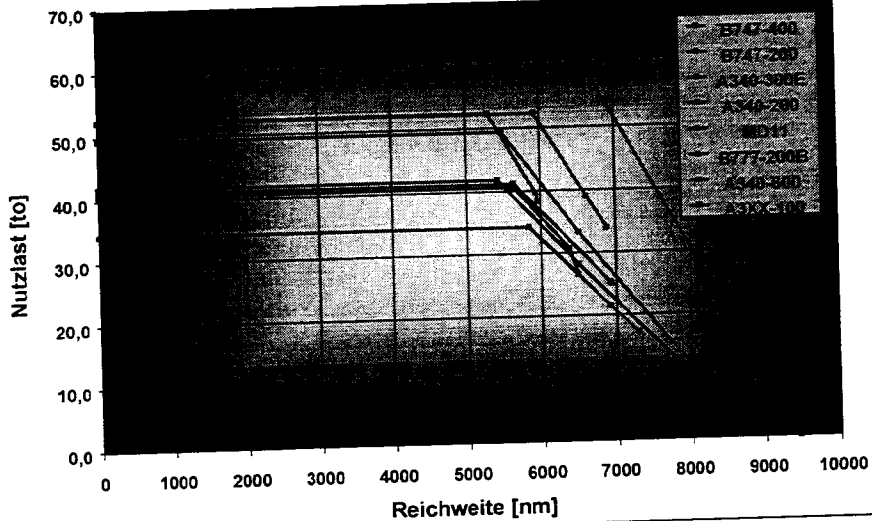
Vergleich der direkten Betriebskosten

DOC-Share									
Utilization	600	600	600	600	600	600	600	600	Flights
Block time	8.65	8.81	9.16	9.18	8.88	8.92	8.82	10.72	Hours
Flight hours	4998	5094	5304	5316	5160	5160	5100	6432	Hours
Stage length	4000	4000	4000	4000	4000	4000	4000	4000	nm
Fuel	17,725	19,319	11,751	10,953	12,891	12,144	15,229	21,752	MioDM
Airframe maintenance	6,122	6,038	5,328	5,103	5,172	5,569	6,060	9,550	MioDM
Engine maintenance	3,508	3,761	2,360	2,261	2,877	2,363	3,076	4,803	MioDM
Landing fees	2,981	2,854	2,077	1,941	2,143	2,167	2,889	3,972	MioDM
Handling fees	3,879	3,884	3,399	3,096	3,373	3,428	3,755	4,645	MioDM
ATC fees	4,951	4,984	4,167	4,028	4,232	4,256	4,741	5,839	MioDM
Fixed technical cost	5,494	5,176	4,834	4,589	3,971	4,277	5,706	6,411	MioDM
Depr. & Interest	27,022	22,977	22,935	21,103	24,143	24,423	26,296	36,847	MioDM
Insurance	0,738	0,625	0,618	0,568	0,659	0,661	0,709	1,015	MioDM
Cockpit Crew	5,768	6,582	5,768	5,768	5,768	5,768	5,768	5,768	MioDM
Cabin Crew	11,676	10,976	10,174	7,474	8,174	8,875	10,275	13,777	MioDM
Total DOC	89,904	87,086	71,411	66,884	73,403	73,931	84,304	114,379	0,000
DOC/SKO	0.0524	0.0517	0.0650	0.0709	0.0628	0.0596	0.0576	0.0465	0.0000
DOC/SKO corr.	0.0461	0.0450	0.0515	0.0571	0.0517	0.0498	0.0482	0.0422	0.0000
DOC/TKO	0.3870	0.3741	0.3900	0.4396	0.4066	0.3973	0.3839	0.3681	0.0000
DOC/nm	20.22	19.38	16.06	15.04	16.51	16.62	18.36	25.72	0.00
Comparison									
Aircraft price per Seat	283242	244357	370553	397000	371295	350918	319236	407978	0
OEW / Seat	489	496	554	610	520	533	560	508	0
Fuel / Seat	227	252	235	255	242	215	229	194	0
Relative DOC									
DOC / SKO	100.0%	98.7%	124.1%	135.5%	119.8%	113.8%	110.0%	88.8%	0.0%
DOC / SKO corr.	100.0%	97.7%	111.8%	124.1%	112.3%	108.2%	104.6%	91.7%	0.0%
DOC / TKO	100.0%	96.7%	100.8%	113.6%	105.1%	102.8%	99.2%	95.1%	0.0%
Tripp Cost	100.0%	96.9%	79.4%	74.4%	81.6%	82.2%	93.8%	127.2%	0.0%
Relative spec. Data									
Aircraft price per Seat	100.0%	86.3%	130.8%	140.2%	131.1%	123.9%	112.7%	144.0%	0.0%
OEW / Seat	100.0%	95.5%	113.4%	124.8%	106.5%	109.0%	114.7%	104.0%	0.0%
Fuel / Seat	100.0%	111.0%	103.6%	112.5%	106.7%	94.8%	100.8%	85.7%	0.0%

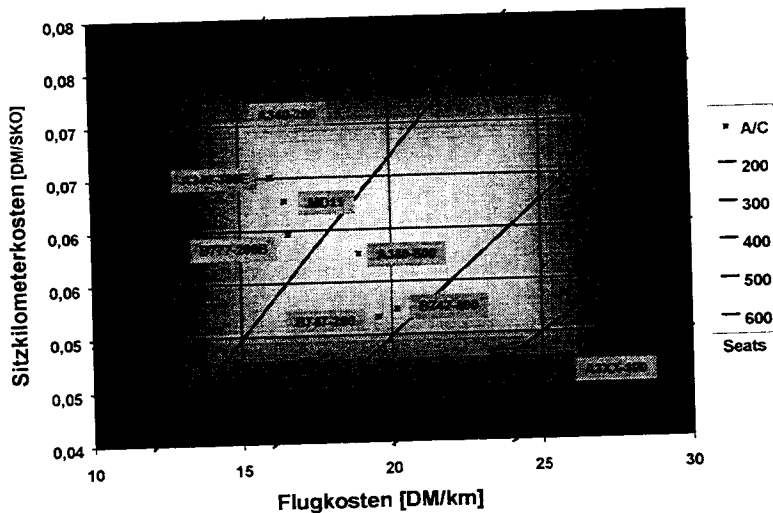
HAM MF/C, 21.10.98

Seite 22

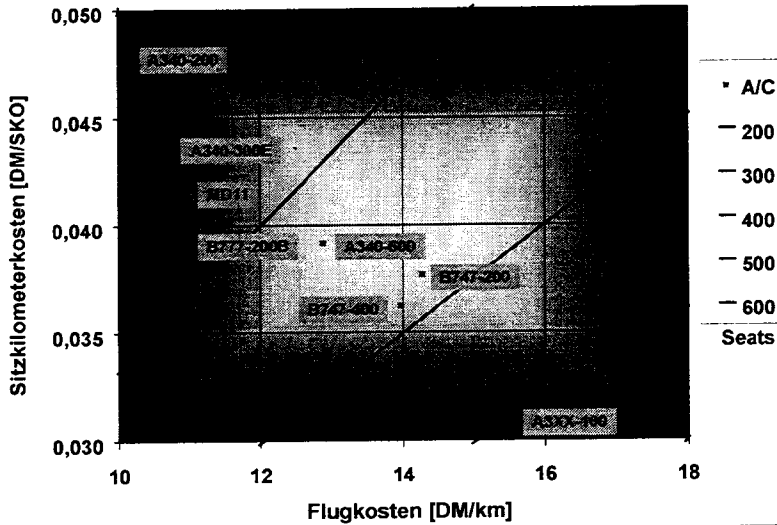
Flugleistungsvergleich, Langstrecke



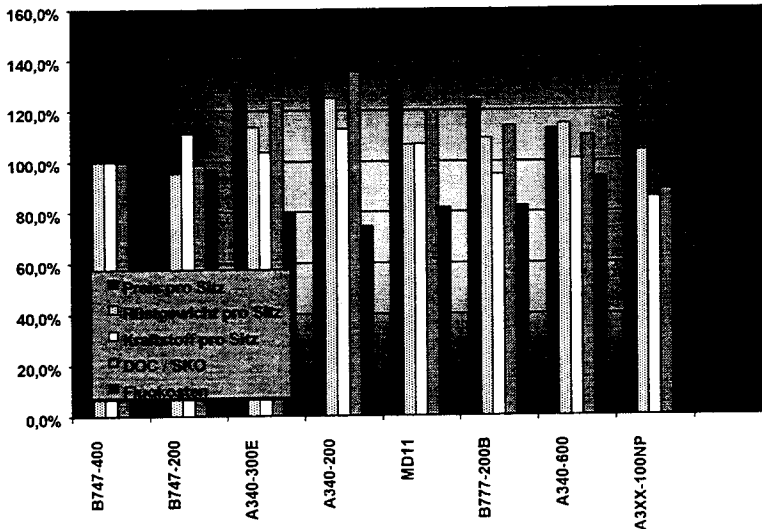
DOC-Vergleich, Langstrecke (4000 n.m.)



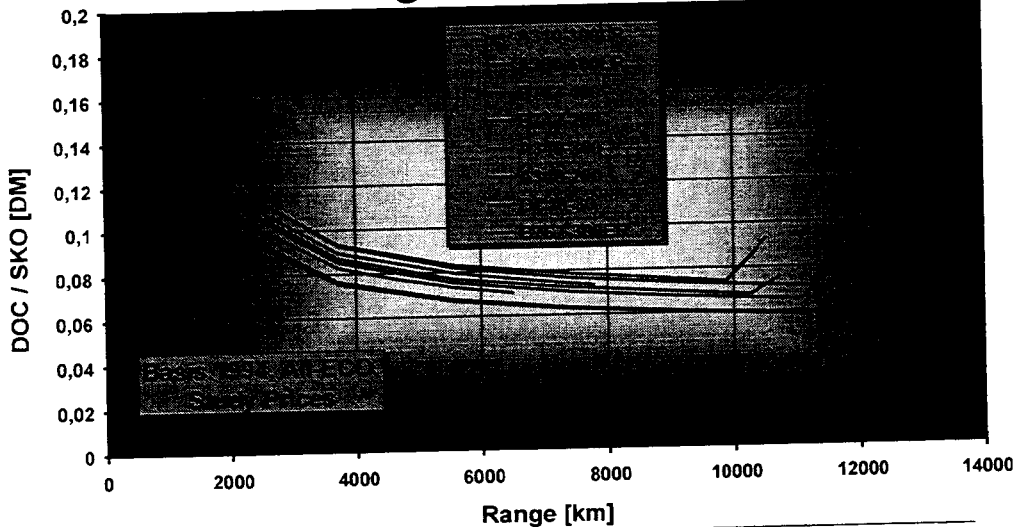
COC-Vergleich, Langstrecke (4000 n.m.)



Technisch-wirtschaftlicher Vergleich, Langstrecke (4000 nm)

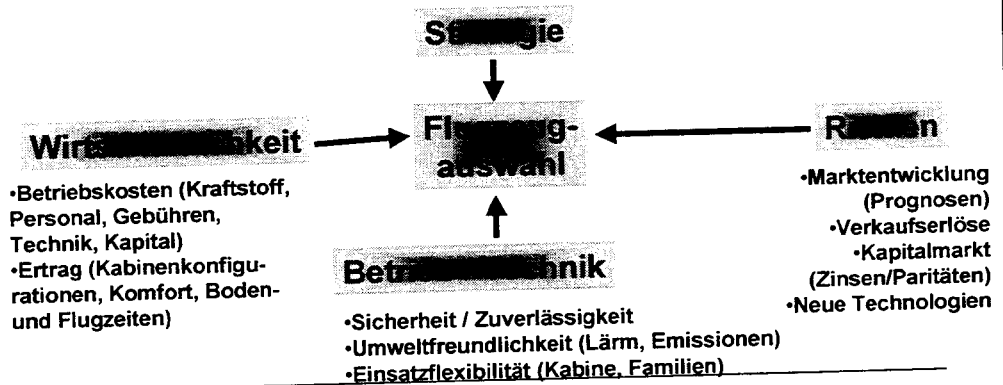


DOC-Vergleich, Langstrecke



Aspekte der Flugzeugauswahl

- Marktentwicklung (Expansion)
- Flottenpolitik (Netzstruktur, Familienkonzepte)
- Asset Management (Roll-Over)
- Launching Customer Rolle
- Industriepolitik (Wettbewerb)
- Drittgeschäft (Technik)



Gesamtbewertungskriterien

- Flugzeugbezogen
 - DOC
 - Flugleistung
 - Kabinenkomfort
 - Marketing
 - Umweltfreundlichkeit
- Industriebezogen
 - Kundendienst
 - Konkurrenzsituation (Marktanteile)
 - Produktqualität
 - Finanzielle Kraft

Flugzeugbezogene Gesamtbewertungskriterien

- **Wirtschaftlichkeit**
 - Preis pro Sitz
 - Verbrauch pro Sitz
 - OEW pro Sitz
 - Erlöspotential
 - Flugkilometerkosten
 - Stückkosten

- **Kabinenkomfort**
 - Kabinenstandard
 - Ablagevolumen
 - Kabinenlärm
 - Kabinenflexibilität

- **Marketing**
 - Kommunalität
 - Familienkonzept
 - Produktentwicklung
 - Frachtladesysteme
 - Infrastruktur

- **Risiken**
 - Neue Technologien
 - Technischer Reifegrad
 - Entwicklungsrisiko

- **Flugleistung**
 - Reichweite
 - Reisemachzahl
 - Bahnlängen
 - Flughöhe
 - Steigleistung
 - ETOPS
 - Frachtkapazität

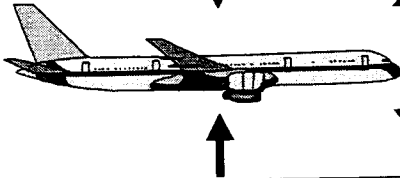
- **Umweltfreundlichkeit**
 - Lärm
 - Emissionen

Neue Technologien

Struktur
 CFK-Flügel,
 Verbundwerkstoffe (ARALL/GLARE, Rumpf-
 Verkleidungen) (Selbstspannende Legierungen
 möglich mit IVD)
 Schweißverbindungen (Haut/Stringer-Anschlüsse)

Aerodynamik

Laminarisierung (Gewächse,
 werke, TW-Gondeln)
 Adaptiver Flügel (Flexible Profile)
 Reduzierte Stabilität / Instabilität
 Riblets (Reibungswiderstand, evt. Farbgebung)
 Entlackierung
 Super-/Transsonic-Aerodynamik für den Überschall-
 verkehr der neuen Generation



Flugführung/Instan-

Air Traffic Management (ATM)
 BISAM (Multi-Media Maintenance
 Unterstützung an Bord)

Kabinengestaltung

Streckverlängerung (Internal stretch, Lower deck
 Erweiterung der Crown Area)
 Unterhaltungssysteme
 Bordküche, Bordtoilette, Bordkoffer, Automatische
 Beleuchtung

Triebwerke

Schadstoffverringerung (Double stage burner)
 Kraftstoffverbrauch (ADP, Getriebe, Variable Fan)
 BLISK-Technologie (Relaxation)
 Translating Nozzle (Wirkungsgrad)
 Variable Cycle Engine
 Wasserstofftriebwerk

LUDWIG ERLEBACH, MTU, München

Kriterien für die Auswahl moderner Flugzeuge



Überblick / Grundlagen



Überblick

- Luftverkehr wächst stärker als andere Verkehrssparten (ca. $2 \times \Delta$ BIP)
- Hauptgründe dafür:
 - Airlines sind in der Lage, Transportkosten stetig zu senken (derzeit ca. 2 % p.a.)
 - Weiterentwicklung der Streckennetze macht Luftverkehr immer attraktiver
- Strategische Entwicklungsschwerpunkte der Airlines sind
 - Organisation und Kosteneffizienz
 - Verkehrssystem und Streckennetz
 - Fluggerät und Flottenstruktur

Entwicklung des Luftverkehrs seit 1945

Zeitraum	Schwerpunkt	Regelungen	Konsequenzen
bis 1979	Regulierter Verkehr	- Streckenrechte - Frequenzen/Kapazität - Flugtarife (mit hohen Gewinnmargen)	- hohe Profite - zugewiesene Strecken - hohe Akzeptanz für neue Flugzeuge
ab 1980	Deregulierung	- Freigabe von Streckenrechten, Frequenzen und Tarifen	- verstärkter Wettbewerb - Senkung der Flugpreise - erweitertes Flugangebot (neue Strecken, erhöhte Frequenzen) - viele Neugründungen und Insolvenzen - Verlustjahre 1990 - 93
ab 1993	Globalisierung	- Open-sky-Politik - EU als Binnenmarkt - Verstärkte Kooperation und Allianzbildung	- Konzentration auf wenige große Gruppierungen - Verbesserte Ertragssituation



Luftfahrtlinien Klassifiziert nach Streckennetzen

	Klasse	Charakterist. Merkmale	Besonderheiten
I	Netzwerkanbieter (Majors) ca. 45 Gesellschaften weltweit	- Intrakont-Netzwerke - Globale-Netzwerke	- große Liniengesellschaften mit hohem Flottenbestand (> 80 A/C) - hohes Service-Angebot - erhöhtes Kostenniveau - Allianzbildung untereinander
II	Assoziierte Low-Cost-Airlines (Zubringer) ca. 200 Gesellschaften	- Regionale Tochterges. - Franchise-Partner - eigene Low-cost-Divisions	- durch Tarifvereinbarungen auf < 80 Sitze beschränkt - keine Beschränkung der Sitzanzahl - Code-sharing mit Majors - keine Beschränkung der Sitzanzahl - Als Konkurrenz gegen freie Low-Cost-Wettbewerber geduldet
III	Sonstige Anbieter ca. 1500 Gesellschaften	- Kleinere nationale Gesellsch. - freie Regional-Gesellschaften (Nischenbediener) - Low-cost/no-frill-Gesellschaft. (Start-ups) - Chartergesellschaften - Frachtgesellschaften	- Starke Konkurrenz zu I und II - spezialisiert auf eigene Märkte

Strategischer Entwicklungsschwerpunkt Organisation / Kosteneffizienz

Maßnahmenschwerpunkte:

- Reorganisation (ergebnisverantwortliche Produkt-Center wie z. B.:
Passage, Fracht, Technik)
- Kostensenkung und Effizienzsteigerung
- Preispolitik
 - Begrenzung hoher Preisnachlässe
 - Reduzierung von Ticketing-Kosten

Strategischer Entwicklungsschwerpunkt Verkehrssystem und Streckennetz

Maßnahmenschwerpunkte:

- Ausbau/Optimierung der airlinespezifischen Streckennetze
 - neue Strecken (Hub-spoke oder Hub-bypass)
 - Erhöhung der Frequenzen auf den vorhandenen Strecken
- Ausbau des Taktsystems auf den Knotenflughäfen
- Lastfaktor-Management
 - Abstimmung vom Verkehrsaufkommen, Flugzeuggröße und Flugfrequenzen
- Erhöhung der Flugzeug-Einsatzzeit (Utilisation)
- Kooperation mit anderen Airlines
 - eigene Regionalgesellschaften oder Franchise Partner
 - Allianzen mit Majors

Strategischer Entwicklungsschwerpunkt Fluggerät und Flottenstruktur

1) Auswahlkriterien

- Betriebskostenreduktion
- Sitzgröße und Sitzgrößenabstufung (Flugzeugfamilien)
- Reichweitenpotential / Reichweitenflexibilität
- Bodenabfertigungszeit
- Flugleistungen (z. B. Reisefluggeschwindigkeit)
- Sonstige (geldwerte) Vorteile (z. B. Fluglärm)



Strategischer Entwicklungsschwerpunkt Fluggerät und Flottenstruktur

2) Akzeptanz neuer Flugzeuge und Triebwerke

Derzeitige Situation

- Präferenz für Derivative
- Überschaubare Risiken
- Geringe Adaptionskosten an vorhandene Infrastruktur

Kriterien für neu zu entwickelnde Flugzeuge und Triebwerke

- Keine Anlaufschwierigkeiten (Leistungen, Zuverlässigkeit)
- Deutliche Verringerung der Betriebskosten
Schwellenwerte (Roll-over-Bedingungen) bei Sitzmeilenkosten sind:
 - > 5 % bei Kurz-Mittelstreckenflugzeugen
 - > 10 % bei Langstreckenflugzeugen



Transportleistung, Umsätze, Kosten für das einzelne Flugzeug

Transportleistung ¹⁾ = Flugzeugpassagierkapazität x Produktivität ²⁾

Transportumsatz = Transportleistung x Kilometerpreis pro Ticket

Transportkosten = Betriebskosten ³⁾ + Zuschläge

Oper. Gewinn = Transportumsatz - Transportkosten

1) bezahlte Passagierkilometer entw. per Flug oder p.a.

2) Funktion von Lastfaktor, Blockgeschwindigkeit, Flugstunden entw. per Flug oder p.a.

3) Funktion von Kapitalkosten, Crew-Kosten, Kraftstoffkosten, Wartungskosten, etc.
entweder per Flug oder p.a.



Situation des Weltluftverkehrs - Status Ende 1993

Anzahl der eingesetzten Jetflugzeuge	9.500
Flüge pro Tag	41.000
Durchschnittliche Flugzeuggröße	180 Sitze
Durchschnittlicher Auslastungsfaktor (seit 1978)	65%
Durchschnittlicher Flugpreis (non discounted)	200\$
Derzeitiger Gesamtverlust pro Jahr (1990 - 1992) (in den USA im III. Quartal 93: 270 Mio \$ net profit)	2 -3 Mrd. \$

Die Erlössituation der Fluggesellschaften wird stark beeinflusst durch:

- Auslastung
2 vollzahlende Passagiere mehr pro Flug + 6 Mrd. \$ Erlös/Jahr
= Erhöhung des Auslastungsfaktors von 65% auf 66%
- Flugpreise
Erhöhung des Flugpreises um 3,5\$ (+1,8%) + 6 Mrd. \$ Erlös/Jahr



**Erhöhung des Auslastungsfaktors und Einschränkung der Preißenachlässe
sind zur finanziellen Gesundung der Airlines notwendig**

Deckung des Transportbedarfs

$$\text{Transportleistung } ^1) = \frac{\text{Anzahl Flugzeuge}}{\text{im Einsatz}} \times \frac{\text{Flugzeug-}}{\text{Passagierkapazität}} \times \text{Produktivität } ^2)$$

Alternative 1: Mehr kleine Flugzeuge

- ☐ mehr Flüge und Direktverbindungen (Point-Point)
- ☐ attraktives Frequenzangebot
- ☐ höhere Investitionen
- ☐ hohe Einsatzflexibilität
- ☐ Kostenreduktion durch Standardisierung (Flugzeugfamilien)
- ☐ Vorteile beim Lastfaktor-Management

Alternative 2: Weniger große Flugzeuge

- ☐ weniger Flüge (Hub-Spoke-System)
- ☐ niedrige Frequenz pro Segment
- ☐ geringere Investitionen und wirtschaftlicherer Betrieb 'Economy of Scale'
- ☐ geringe Einsatzflexibilität
- ☐ begrenzte Standardisierungsmöglichkeiten
- ☐ Begrenzung beim Lastfaktormanagement

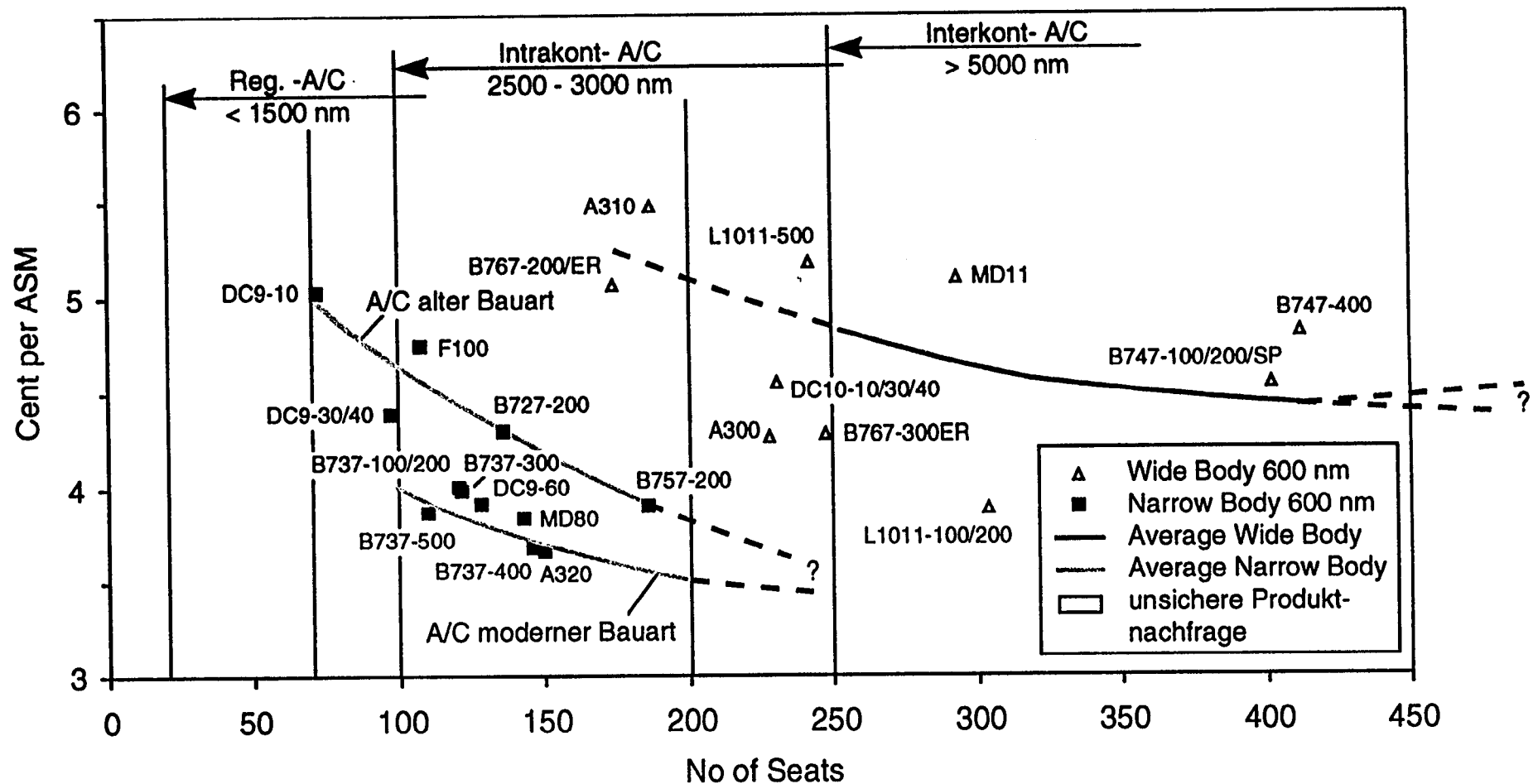
1) bezahlte Passagierkilometer p.a.

2) Funktion von Lastfaktor, Blockgeschwindigkeit, Flugstunden p.a.



Aircraft Operating Cost 1994

Cent per Aircraft Seat Mile (CAB Form 41)



Regionalverkehr

Bedarf für neue Verkehrsflugzeuge nach Sitzklassen (Status 1990)

< 80 Sitze	80 - 140 Sitze	140 - 200 Sitze
Flugzeuge für assoziierte Regionalgesellschaften: (affiliates) □ Commuter □ Zubringer	Verkehrsflugzeuge für Liniengesellschaften: □ Kurz-/Mittelstreckenflugzeuge geringer Kapazität	Verkehrsflugzeuge für Liniengesellschaften: □ Kurz-/Mittelstreckenflugzeuge mittlerer Kapazität □ Charterflugzeuge kleinerer Kapazität
Einsatzkriterien: □ Niedriges Lohnniveau durch Tarifabsprachen □ Günstige Kostenstruktur □ Commuter Slots □ Streckenzuweisung durch Muttergesellschaften	Einsatzkriterien: □ Forderung nach niedrigen Flugzeugpreis vorrangig □ Flugzeugfamilien werden bevorzugt ← <u>Gebiet unsicherer Produktnachfrage</u> □ Liniengesellschaften bevorzugen Verkehrsflugzeuge > 100 Sitze □ Regionalgesellschaften fliegen Flugzeuge < 80 Sitze wegen - Absprachen für niedrige Crew - Lohnsätze - Beschränkung durch zugewiesene Commuter Slots (in USA)	Einsatzkriterien: □ Erhöhte Ansprüche an Verbrauch und Reichweitenflexibilität □ Flugzeugfamilien werden bevorzugt

40 50 60 70 80 90 100 110 120 130 140 150 160 170 180 190 200



Bedarf für neue Verkehrsflugzeuge nach Sitzklassen (Status 1996)

< 80 Sitze	80 - 120 Sitze	120 - 230 Sitze
Flugzeuge für assoziierte Regionalgesellschaften: (affiliates) □ Commuter □ Zubringer	Flugzeuge für spezielle Nischenanbieter bzw. für Anbieter in geschützten Märkten: (Low-cost/no frill)	Verkehrsflugzeuge für Liniengesellschaften (Netzwerk-Anbieter): □ Kurz-/Mittelstreckenflugzeuge für Intracontinentalverkehr □ Charterflugzeuge kleinerer Kapazität
Einsatzkriterien: □ Niedriges Lohnniveau durch Tarifabsprachen □ Günstige Kostenstruktur □ Commuter Slots □ Streckenzuweisung durch Muttergesellschaften □ Reichweiten < 1500 NM	Einsatzkriterien: □ Günstige Kostenstruktur durch Spezialisierung (z.B. America West) □ Reichweitenaufspaltung < 1500 NM > 2500 NM 80 PAX Grenze beginnt sich nach oben zu bewegen	Einsatzkriterien: □ Erhöhte Ansprüche an Verbrauch und Reichweitenflexibilität □ Flugzeugfamilien sind Voraussetzung (Einsatzflexibilität, Load-Factor-Management) □ Starker Druck auf Flugzeugpreise bleibt bestehen □ Reichweiten > 2500 NM <u>Gebiet unsicherer Produktnachfrage</u> □ Liniengesellschaften bevorzugen Verkehrsflugzeuge > 120 Sitze □ Regionalgesellschaften fliegen Flugzeuge < 80 Sitze wegen - Absprachen für niedrige Crew - Lohntarife - Beschränkung durch zugewiesene Commuter Slots (in USA)

40 50 60 70 80 90 100 110 120 130 140 150 160 170 180 190 200



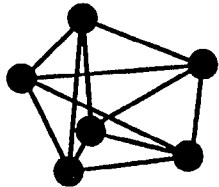
Daimler-Benz Aerospace
MTU München

Intrakontverkehr



Deckung des Transportbedarfs (Intrakontverkehr/Domestic) Charakteristische Verkehrssysteme

Point-Point

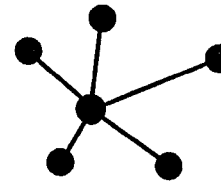


- ☐ mehr Verbindungen
- ☐ mehr Flüge
- ☐ mehr Flugzeuge
- ☐ kleinere Flugzeuge

Vorteile:

- ☐ direkte Verbindungen = weniger Umwege
- ☐ geringerer Energiebedarf bei Umsteigern (nur ein Start)
- ☐ geringere Störanfälligkeit und hohe Flexibilität

Hub-Spoke



- ☐ weniger Verbindungen
- ☐ weniger Flüge
- ☐ weniger Flugzeuge
- ☐ größere Flugzeuge

Vorteile:

- ☐ Kapitaleinsatz geringer, da weniger Flugzeuge benötigt werden
- ☐ Betriebskosten je Passagierkilometer niedriger, da größere Flugzeuge im Einsatz

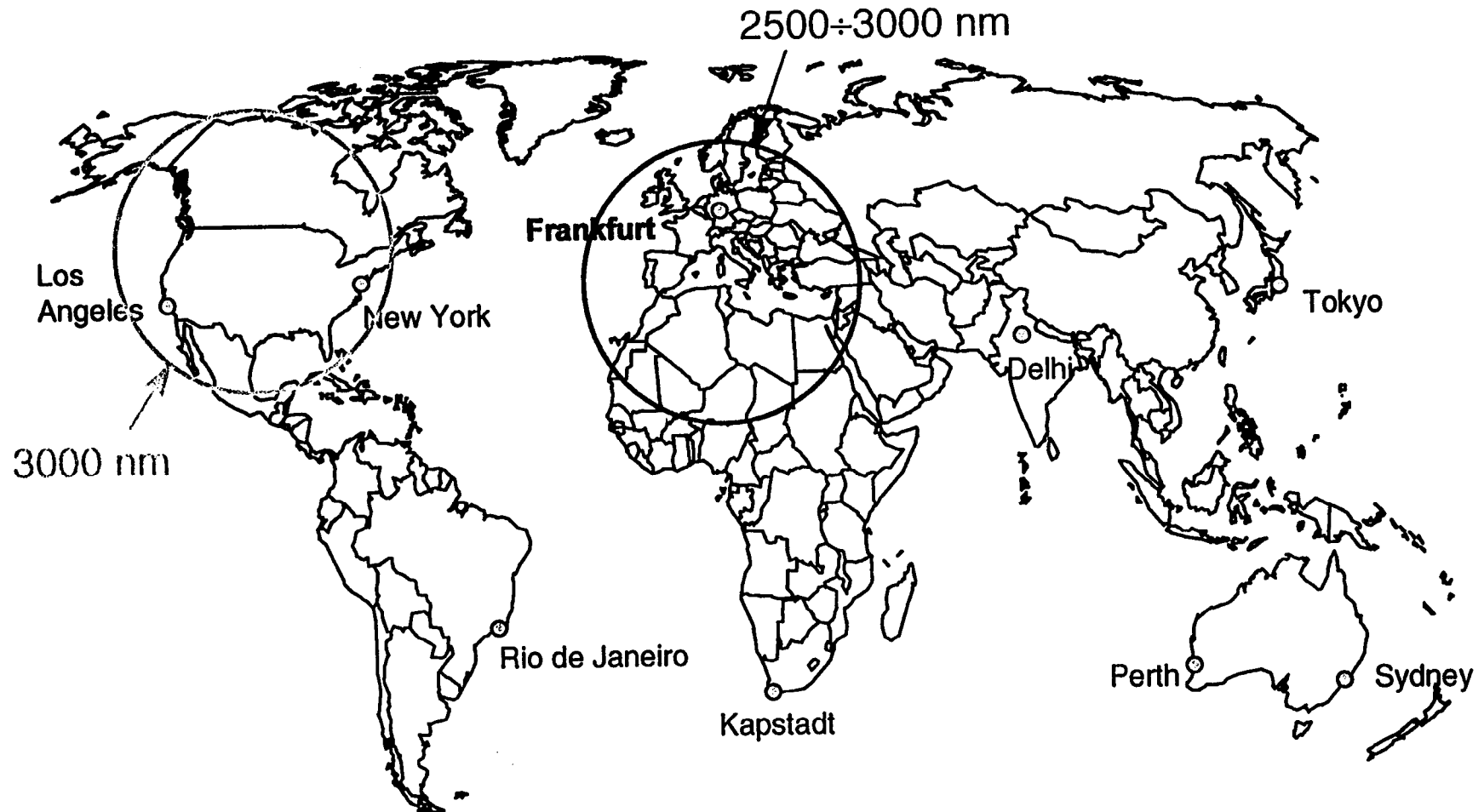
Nachteil:

- ☐ Parasitäre Mehrkosten (Mehrfachstarts; Umwege)



Kundenfreundlicher Point-Pointverkehr zieht Passagiere vom Hub-Spoke System ab

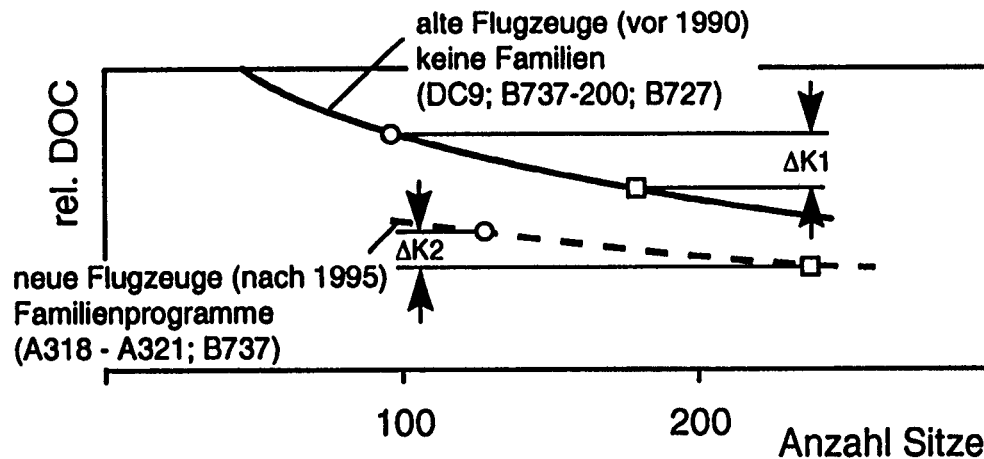
Benötigte Reichweitenpotentiale (Intrakont)



85% annual headwinds, 5% allowance for airways distances

Deckung des Transportbedarfs

zunehmende Bevorzugung von Point-Point Verkehr



Situation früher

Einsatz großer Flugzeuge im Hub-Spoke Verkehr brachte soviel Kosteneinsparung, daß parasitäre Mehrkosten durch Umwege und Mehrfachstarts kompensiert werden konnten

heutige Situation

Die parasitären Mehrkosten des Hub-Spoke System lassen sich durch Einsatz großer Flugzeuge nicht mehr kompensieren

Fazit

verstärkter Direktverkehr mit Narrow Body Flugzeugfamilien

- benötigte Durchschnittsgröße im Direktverkehr
- benötigte Durchschnittsgröße im Hub-Spoke Verkehr

Gründe für geringeren DOC-Vorteil großer Flugzeuge neuer Technologie:

- Größenunabhängige Einsparungen (z.B. Avionic, Crew) sind bei kleinen Flugzeugen wirksamer
- Kostenoptimierung bei Flugzeugfamilien bewußt auf die kleineren Modelle ausgerichtet
- kleinere Flugzeuge haben höhere Fertigungskadenzen (z.B. B737 vs B757)

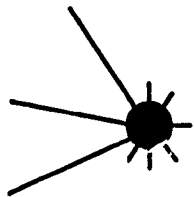


Daimler-Benz Aerospace
MTU München

Interkontverkehr

Deckung des Transportbedarfs (Interkontverkehr/Medium-, Long-Range) Charakteristische Verkehrssysteme

Point-Point

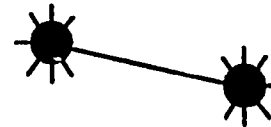


- ☐ mehr Direktverbindungen
- ☐ mehr Flüge
- ☐ mehr Flugzeuge
- ☐ kleinere Flugzeuge

Vorteile:

- ☐ direkte Verbindungen = weniger Umwege
- ☐ geringerer Energiebedarf bei Umsteigern (nur 1 - 2 Starts)
- ☐ Hohes Frequenzangebot (Taktsystem)

Hub-Hub



- ☐ weniger Verbindungen
- ☐ weniger Flüge
- ☐ weniger Flugzeuge
- ☐ größere Flugzeuge

Vorteile:

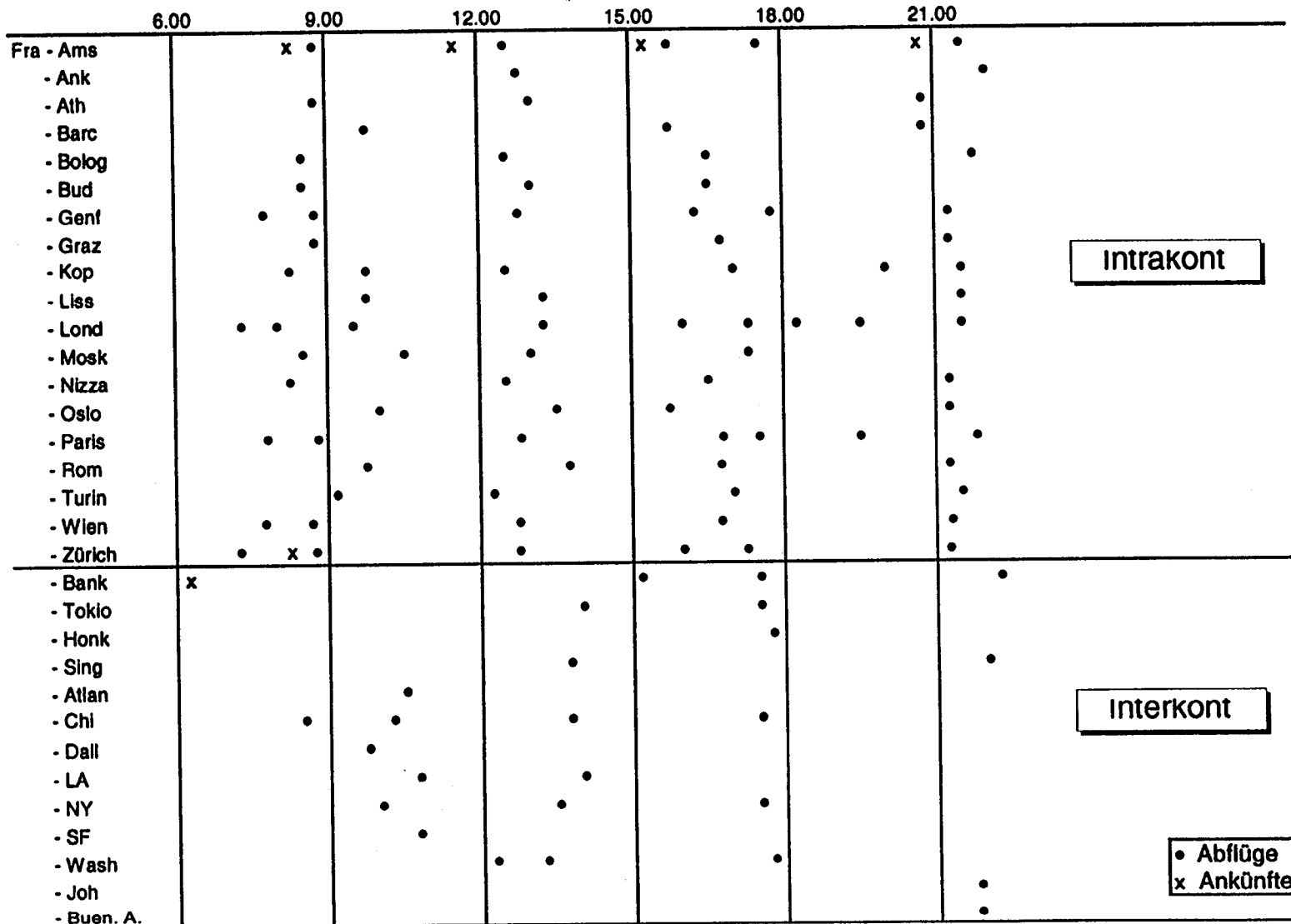
- ☐ Kapitaleinsatz geringer, da weniger Flugzeuge benötigt werden
- ☐ Betriebskosten je Passagierkilometer niedriger, da größere Flugzeuge im Einsatz



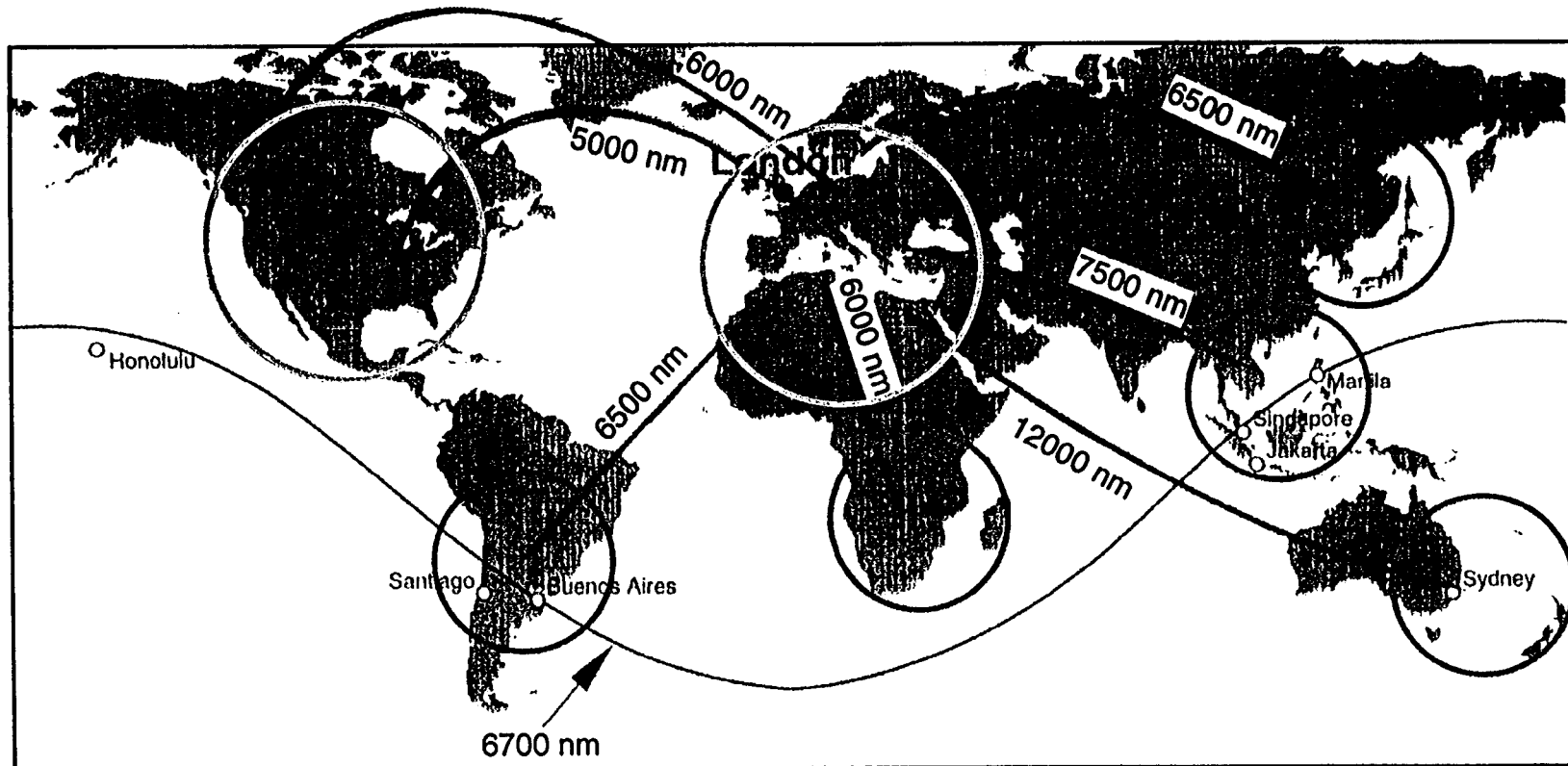
Kundenfreundlicher Point-Pointverkehr zieht Passagiere vom Hub-Hub System ab



DLH - Taktsystem in Frankfurt

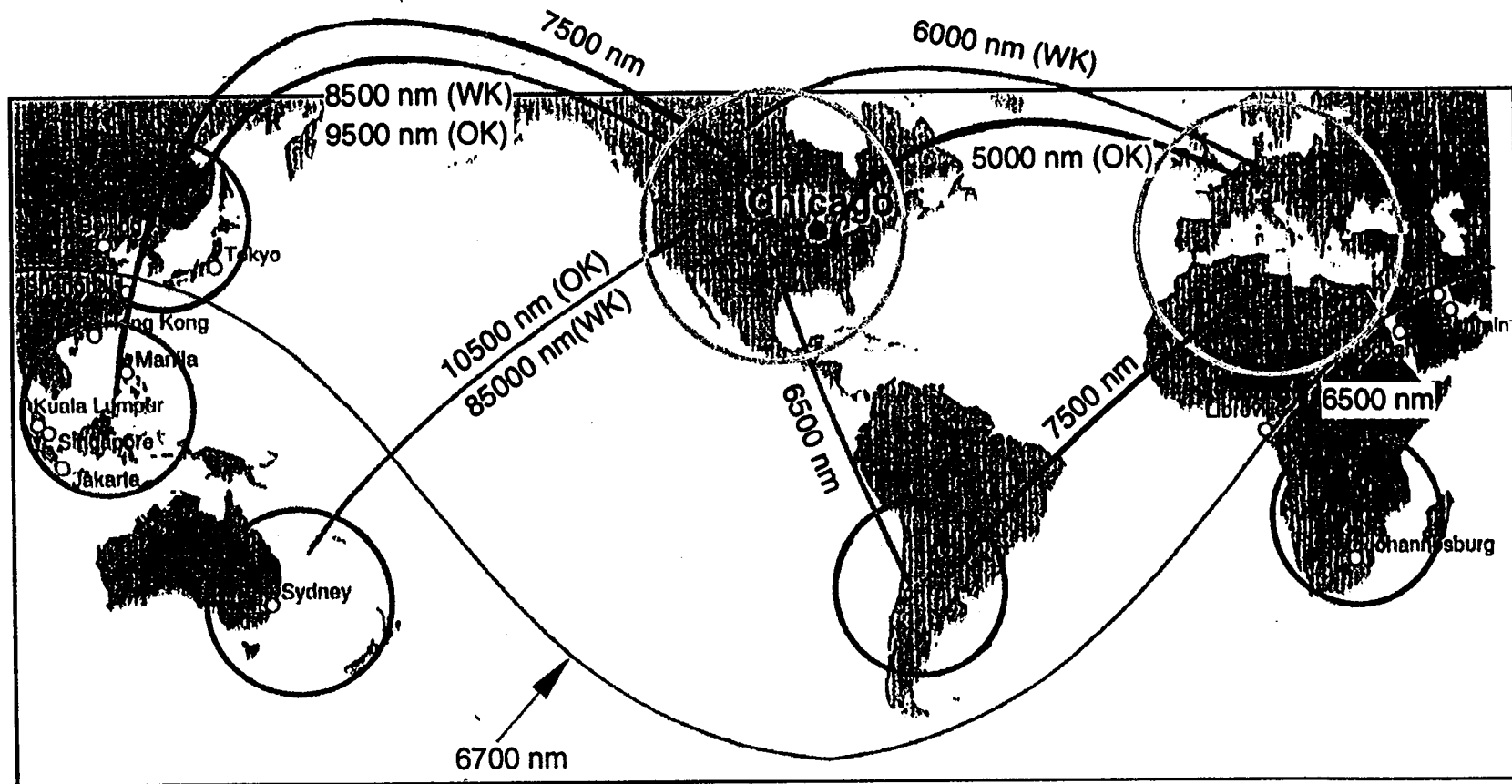


Benötigte Reichweitenpotentiale (Interkont)



85% annual headwinds, 5% allowance for airways distances

Benötigte Reichweitenpotentiale (Interkont)



WK = USA - Westküste
OK = USA - Ostküste

85% annual headwinds, 5% allowance for airways distances

Benötigte Reichweitenpotentiale und Flugzeiten

RW-Potential (NM) incl. Reserven	Verbindungen	Rotationszeit (h) inkl. 4h Turnaround	Restzeiten für* weiteren Einsatz
3000	Intrakont - USA Intrakont - Europa	-	-
5000	Europa - USA (Ostk.)	20 - 22	2 - 4 (1 Tag)
6000	Europa - USA (Westk)	23 - 27	(-3) - 1 (1 Tag)
6500	USA - Südamerika Europa - Südafrika Europa - Nordostasien	23 - 30 23 - 26 23 - 28	18 - 25 (2 Tage)
7500	USA - Nordostasien Europa - Südostasien Europa - Südamerika	25 - 30 26 - 31 26 - 30	17 - 22 (2Tage)
8500	USA (Westk) - Südostasien USA (Westk) Australien	34 - 40 34 - 38	8 - 14 (2 Tage)
9500	USA (Ostk) - Südostasien	38 - 44	4 - 10 (2 Tage)
10500	USA (Ostk) - Australien	44 - 46	2 - 4 (2Tage)
12000	Europa- Austr./Neuseeland	44 - 52	(-4) - 4 (2Tage)

* Restzeitenerhöhung durch Verkürzung TAT und Erhöhung Reisefluggeschwindigkeit möglich

Routen für Megaliner

Flughäfen mit > 30 Mio PAX p.a. (derzeit)

USA: 8

Europa: 4

Asien: 4

Prädestinierte Verbindungen für Megaliner

Verbindung	Anzahl Strecken	Erfordl. Reich- weitenpotentiale (NM)	Anzahl ben. Flugzeuge*
Europa - USA	32	4000 - 6000	ca. 70
Europa - Asien	8	6500	ca. 20
	8	7500	ca. 20
USA - Asien	16	7500	ca. 40
	16	8500 - 9500	ca. 70
	80		ca. 220

* 2 Flüge pro Tag inkl. Ausnutzung von Restflugzeiten



Herausforderung für Megaliner

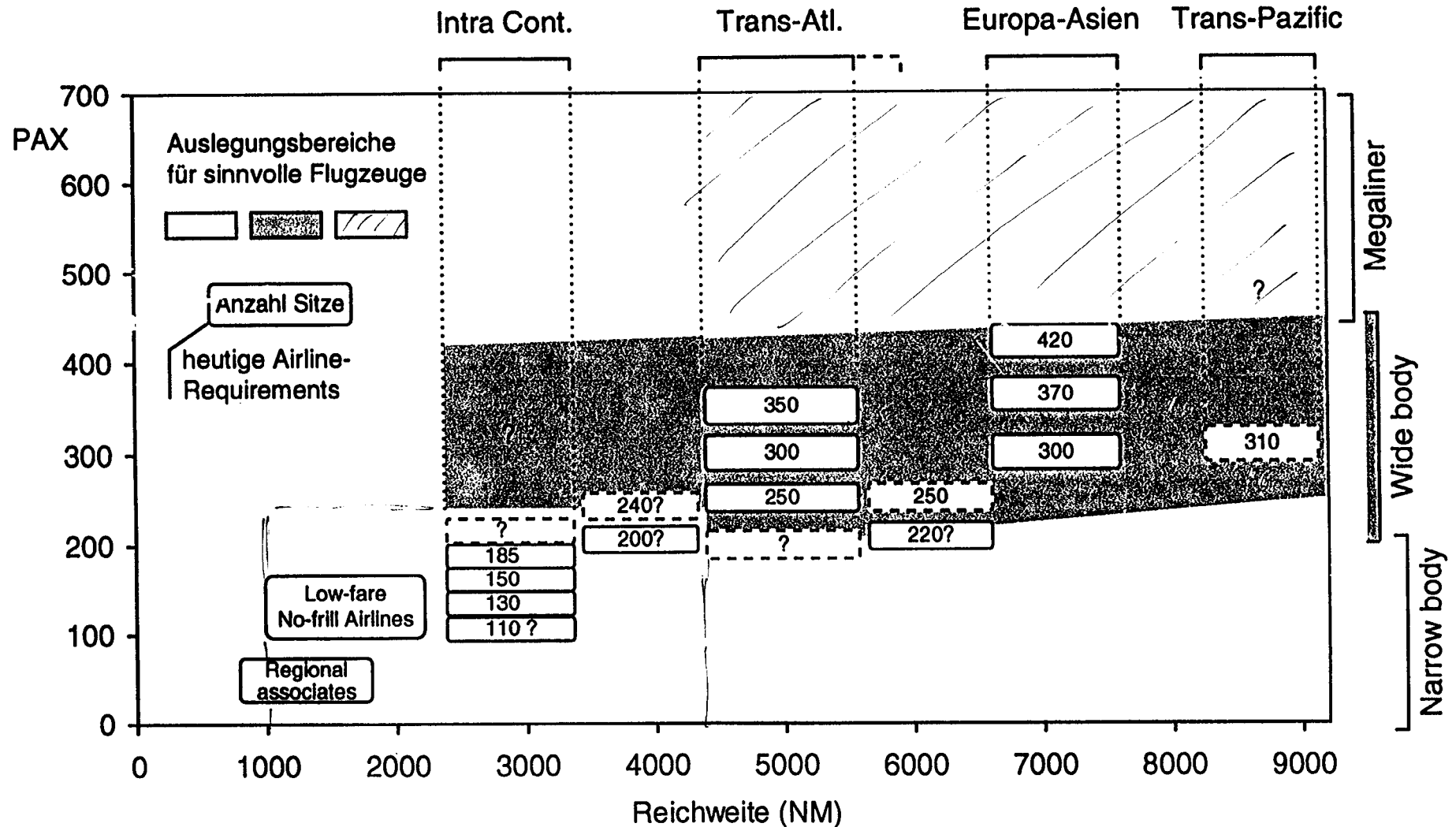
- | | |
|----------------|--|
| Aerodynamik | <ul style="list-style-type: none">○ Gedrungener Rumpf○ Spannweitenbegrenzung (Gates)
(80 m x 80 m) |
| Notevakuierung | <ul style="list-style-type: none">○ max 900 Personen (Streckung) auf einer Seite in 90 Sek○ Ausstieghöhe > 10 m (bei Bugradkollaps)○ Problem Unterbringung langer Notrutschen in der Tür |
| Marktzahlen | <ul style="list-style-type: none">○ zu wenig Strecken (32 zwischen Europa - USA;
je 16 zwischen (Europa - Asien; Asien - USA)○ d. h. begrenzter Markt○ Problem der Reichweitenoptimierung
(Europa - USA ca. 5500 NM; Europa - Asien 7500 NM;
Transpazifik 9000 NM) |
| Load factor | <ul style="list-style-type: none">○ Zubringen von Transferpassagieren blockiert Slots○ möglicherweise lange Wartezeiten (mehrere banks)
bis Flugzeug ausreichend voll |



Daimler-Benz Aerospace
MTU München

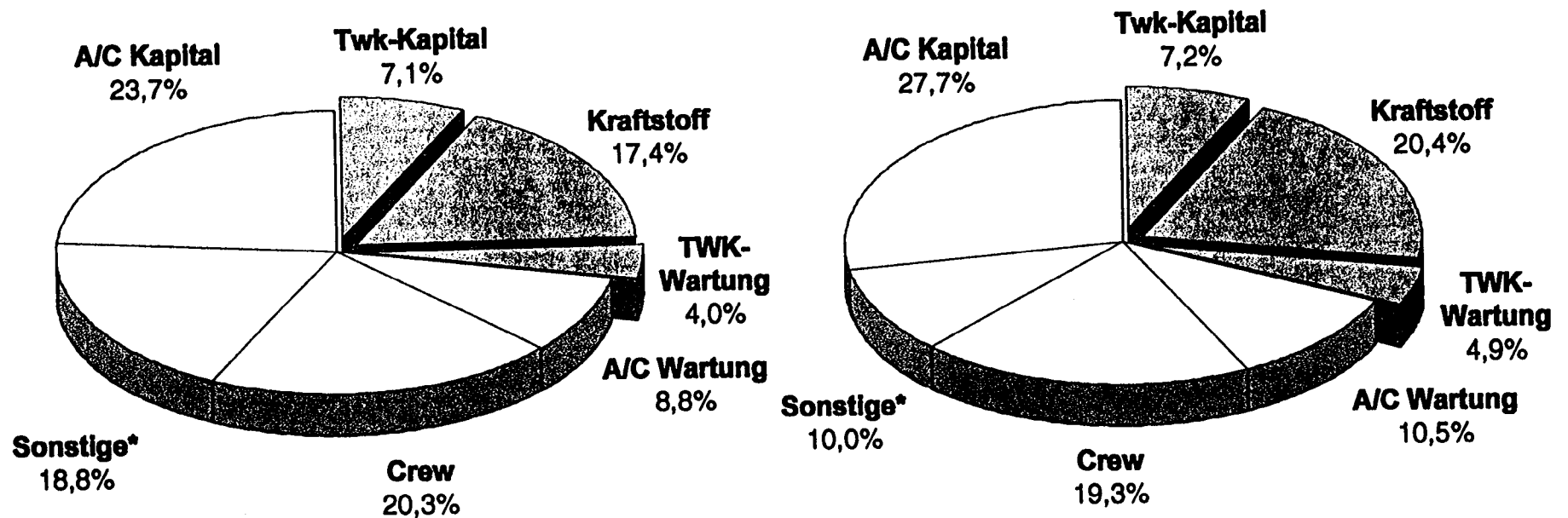
Zusammenfassung

Typische Auslegungsbereiche für Verkehrsflugzeuge





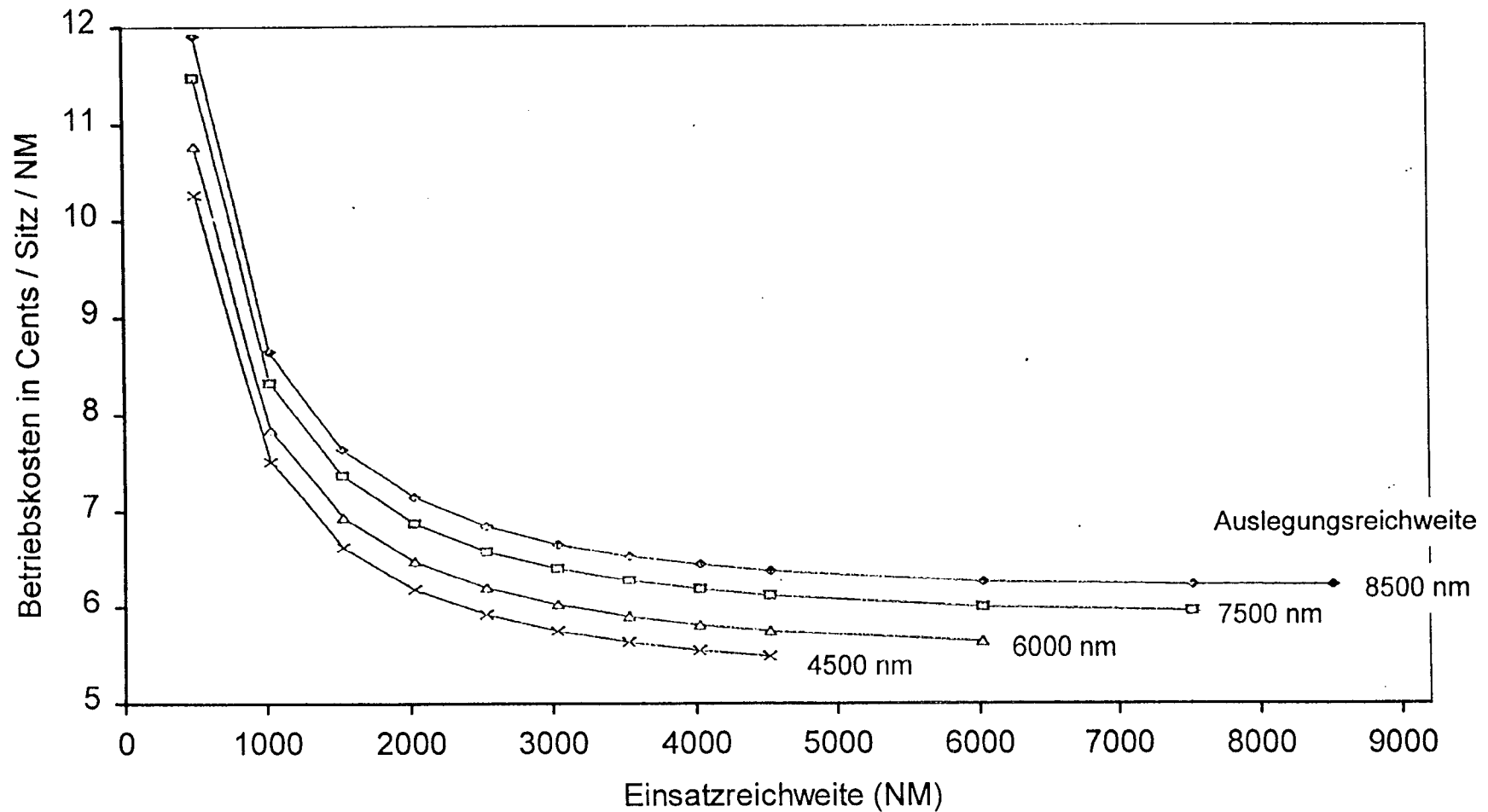
Triebwerksbezogene DOC für typische Flugzeuge u. Flugstrecken



Flugzeug 150 PAX
Reichweite 3000 NM
DOC p. Flug 31.600 US\$
DOC Schwellenwert für Roll-over > 5%

300 PAX
7500 NM
133.700 US\$
> 10%

Einfluß der Auslegungsreichweite auf die Betriebskosten für verschiedene Einsatzeinsatzreichweiten



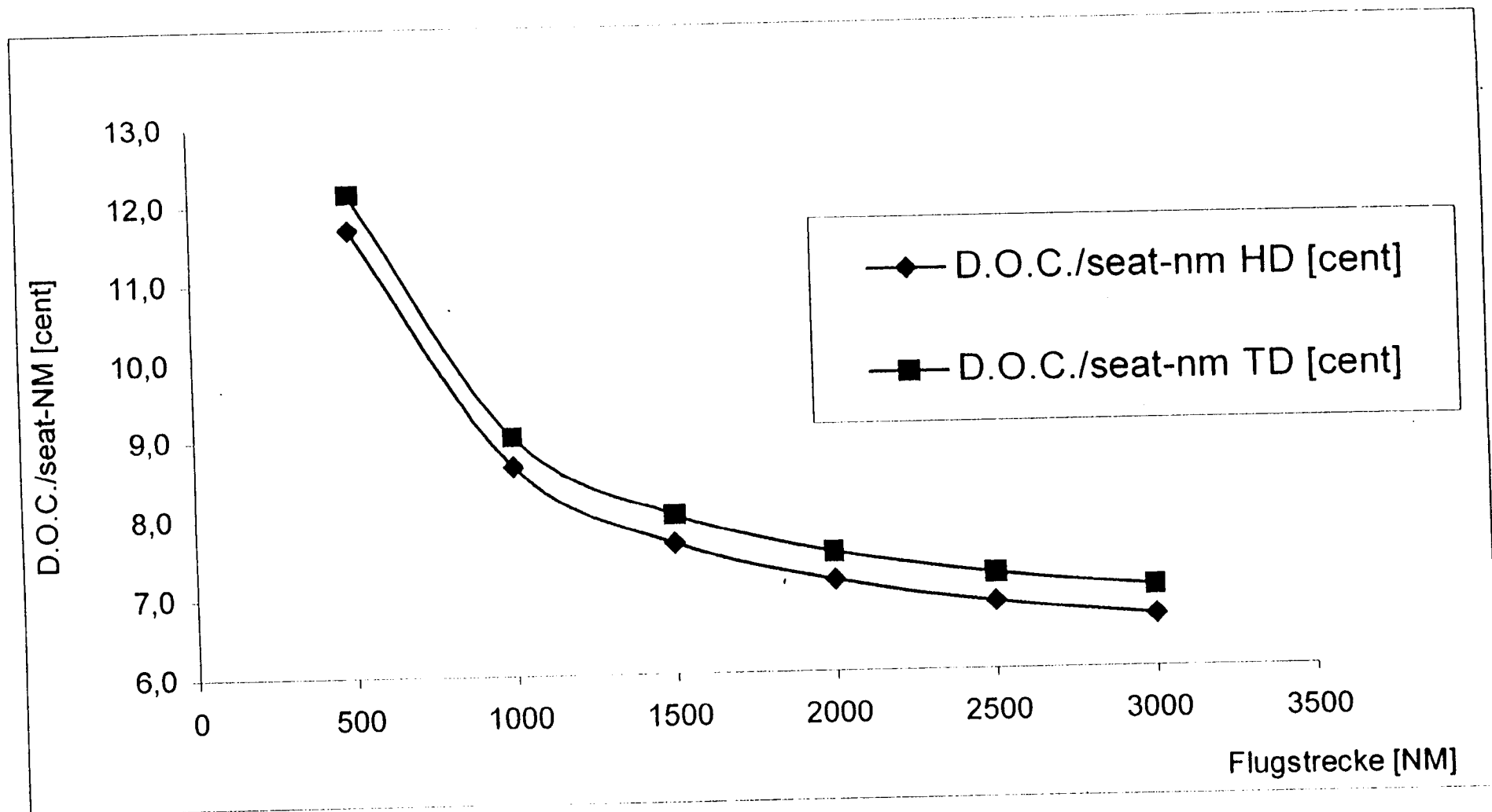


Diagramm 23: Darstellung der $\frac{D.O.C.}{seat \cdot NM}$ des Hoch- und Tiefdeckers in Abhängigkeit der Flugstrecke

MARTIN KRAUS, DASA – MT52, Ottobrunn

Kommunalitätsaspekte bei Hochleistungsflugzeugen

Übersicht

Zwischen der Auslegung und der Bewertung eines Flugzeugs gibt es klare Zusammenhänge. Die Auslegung folgt zuvor definierten Forderungen, die sich von einem konkreten Bedarf (Transport von n Passagieren über eine Reichweite x, Bekämpfung eines Luft- oder Bodenziels in einem gegebenen Szenario) ableiten lassen. Die Bewertung erfolgt auf der Basis festgelegter Kriterien. Diese Kriterien stehen logisch in einem direkten Zusammenhang mit den gegebenen Forderungen an das Flugzeug.

Im **zivilen Flugzeugbau** werden zur Erfüllung unterschiedlicher Nutzlast-Reichweiten-Forderungen entsprechende Flugzeugmuster ausgelegt. Dabei wird aus einer Vielzahl von Gründen, zu denen auch Aspekte der Kommunalität zählen, häufig die Vorgehensweise der Varianten- oder Derivatentwicklung gewählt.

Kommunalität wird dabei als ein Auslegungskriterium so verstanden, daß zwischen diesen unterschiedlichen Flugzeugmustern ein möglichst großes Maß an Übereinstimmung (Rumpf-, Flügel-, Cockpitauslegung, Systeme) erzielt werden kann. Dies bedeutet nicht notwendigerweise die völlige Identität z.B. einzelner Strukturkomponenten (siehe A330- und A340-Flügel).

Im zivilen Bereich gibt es einen "homogenen" Markt, d.h. ähnliche Kunden (Fluggesellschaft-

ten) mit einem identischen Ziel (Transport von Personen über irgendeine Reichweite). Die Arten der Forderungen sind ebenfalls "homogen": Nutzlastmenge, Reichweite, Start-, Lande-, Reiseflugleistung, niedrige DOC. Insbesondere sind Passagiere (mit ihrem Gepäck) der einzige "Nutzlast-Typ", der die Auslegung bestimmt.

Diese Eigenschaften des Marktes sind eine Grundvoraussetzung für die Ausnutzung der Kommunalitätsvorteile bei Bildung einer Flugzeug-Familie (z.B. A320, A321, A319, ...).

Die Kommunalität steht in teilweisem Widerspruch zur Notwendigkeit der Optimierung. Die erforderlichen Kompromisse werden von einem Kunden nur dann akzeptiert, wenn er in die Auslegung einbezogen war, und/oder wenn die Kommunalität auch ihm überwiegend zum Nutzen wird (Flottenpolitik!).

Demgegenüber sehen sich im **militärischen Flugzeugbau** z.B. die am Eurofighter beteiligten Industriepartner einem völlig "inhomogenen" Markt gegenüber: vier Nationen (Deutschland, England, Italien, Spanien) als "Launching Customers" mit unterschiedlichen nationalen Sicherheitsinteressen, Bedrohungen und Bündnisverpflichtungen. Weiterhin leiten sich aus den bereits existierenden Arsenalen (andere Kampfflugzeuge, Bewaffnungstypen) unterschiedliche Bedarfe (z.B. Leistungen, Einführungszeitpunkt) an ein neues Flugzeug ab.

Aus diesem "inhomogenen" Markt ergeben sich deshalb ebenso "inhomogene" Forderungen. Die Vielfalt der Forderungsarten übersteigt dabei die der zivilen Auslegungsforderungen. Zudem sind manche der Forderungen bzw. der daraus abgeleiteten Entwurfsaufgaben gegeneinander konträr (z.B. Aerodynamik - große Außenlasten - Stealth - Kosten).

Die wesentliche Randbedingung zur Deckung dieses nur scheinbar gemeinsamen Bedarfs besteht darin, daß die technische Lösung **mit einem einzigen Flugzeugmuster** dargestellt werden muß. Diese bedeutet Identität der Struktur, der Hardware und Software bei den Systemen sowie der Fähigkeit zur Durchführung aller geplanter Missionen (mit den entsprechenden Waffen).

Der Eurofighter muß ein definiertes Wachstumspotential aufweisen, d.h. nicht - im Gegensatz zur zivilen Entwurfsaufgabe -, daß der momentane Entwurf die Ableitung eines Folgemusters ermöglichen soll, sondern daß das Wachstum später mit den bereits ausgelieferten Flugzeugen realisiert werden muß.

Von dieser "Kommunalität in Reinform" weicht lediglich das zweisitzige Trainingsflugzeug ab. Allerdings beschränken sich die Änderungen gegenüber dem Einsitzer auf Bereiche mit einer geänderten Kontur (Cockpit, Airbrake-Bereich), mit notwendigerweise geänderten oder zusätzlichen Systemen (z.B. Instrumentie-



rung und Klima im hinteren Cockpit, Kabelverlegungen). Alle anderen Bereiche (z.B. auch Fahrwerk) sind identisch mit dem Einsitzer. Alle Computer sind ohne Änderung (z.B. Laden einer anderen Software) beliebig zwischen Ein- und Zweisitzer austauschbar. Ein Zweisitzer ist ohne Modifikation jederzeit voll operationell einsetzbar.

Um ein solches Konzept realisieren zu können, müssen die verschiedenen Anforderungen in einem gemeinsamen Forderungskatalog, der Waffensystemspezifikation, zusammengefaßt werden. Hierbei handelt es sich um die langwierige Suche nach einem "optimalen Kompromiß". Durch parallele, intensive Studien prüft die Industrie zusammen mit den "Launching Customers" die Realisierbarkeit. Demzufolge stellen die Bewertungskriterien an die Auslegung ebenfalls einen Kompromiß dar. Die spätere Bewertung des Waffensystems über die Prototypen- und Serienflugzeug-Erprobung erfolgt zwar ebenfalls in Zusammenarbeit Industrie - Kunde. Dies bedeutet jedoch nicht die Fortsetzung des Kompromisses. Hier zählt nur noch der Nachweis der geforderten Leistungen. Nicht-Erfüllung hat - wie im zivilen Bereich - Vertragsstrafen zur Folge.

Bereits heute verhandeln die Eurofighter-Partner mit einer Vielzahl interessierter Exportkunden. Diese sind im Prinzip nicht in den zuvor beschriebenen Prozeß eingebunden. Sie

bewerten das Flugzeug und seine Eignung zur Deckung ihres Bedarfs nach ihren eigenen Kriterien und treffen dann im Vergleich mit Konkurrenzmustern eine Beschaffungentscheidung. Wie im zivilen Bereich kommen auch hier z.B. (industrie-)politische Aspekte zur Geltung.

Abschließend verdient ein weiterer Aspekt Beachtung, in dem sich die militärischen Programme - insbesondere in Europa - hinsichtlich der Kommunalität stark von den zivilen Entwicklungen unterscheiden. Hochleistungsflugzeuge zeigen sehr lange Produktlebenszyklen, die inzwischen über 50 Jahre betragen können (z.B. F-4 "Phantom": Entwicklungsbeginn Anfang der 50er, Erstflug 1958, Ausphasung bei der Bundeswehr bis ca. 2005). Die Programme folgen mit großen zeitlichen Abständen aufeinander (z.B. Tornado - Eurofighter: ca. 20 Jahre). Hierdurch ergeben sich nur minimale Möglichkeiten, verfügbare Systeme oder Komponenten für ein neues Flugzeug zu verwenden. Die nahezu vollständige Neuentwicklung in allen Bereichen erweist sich dabei als ein erheblicher Kostenfaktor.

Der Autor

Dr. Martin Kraus ist seit 1988 im Geschäftsbereich Militärflugzeuge der Daimler-Benz Aerospace AG. Nach den Bereichen Aerodynamik, Entwurf und Vorentwicklung war er von 1995 bis 1998 im Eurofighter-Programm in der Programmleitung Technik tätig. Seit Oktober 1998 ist er Leiter der Hauptabteilung Flugtesttechnik / Flugdatenanalyse in der Flugerprobung des Geschäftsbereichs.

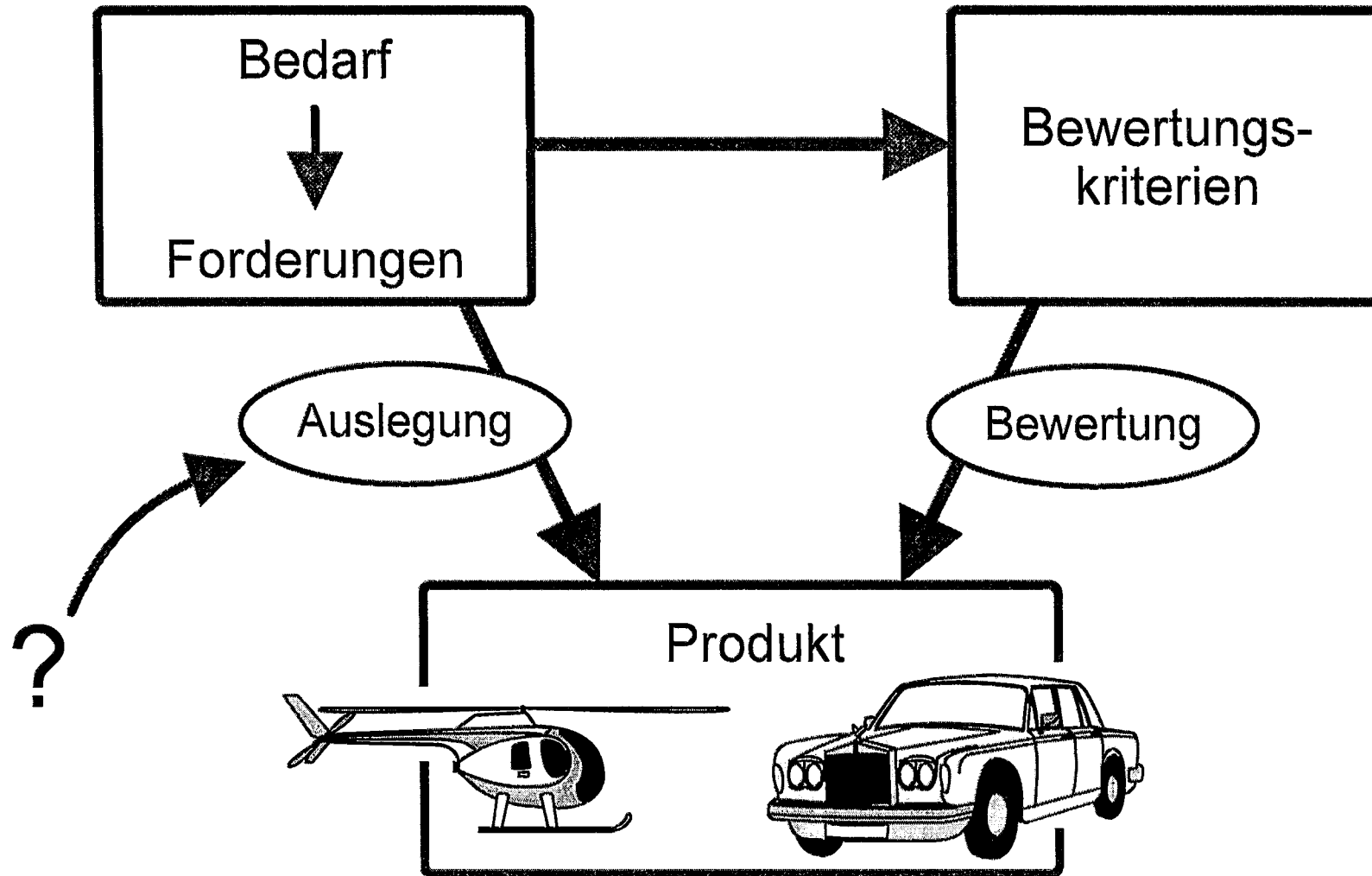
Einige der Aussagen der Veröffentlichung sind bewußt provozierend formuliert, um eine Diskussion während des Workshops anzuregen. Der Autor ist interessiert und gerne bereit, diese Diskussionen auch später fortzusetzen.

Daimler-Benz Aerospace AG
Militärflugzeuge
MT52
Rechliner Straße
85077 Manching
Tel: 08458-81-64321
Fax: 08459-81-65101

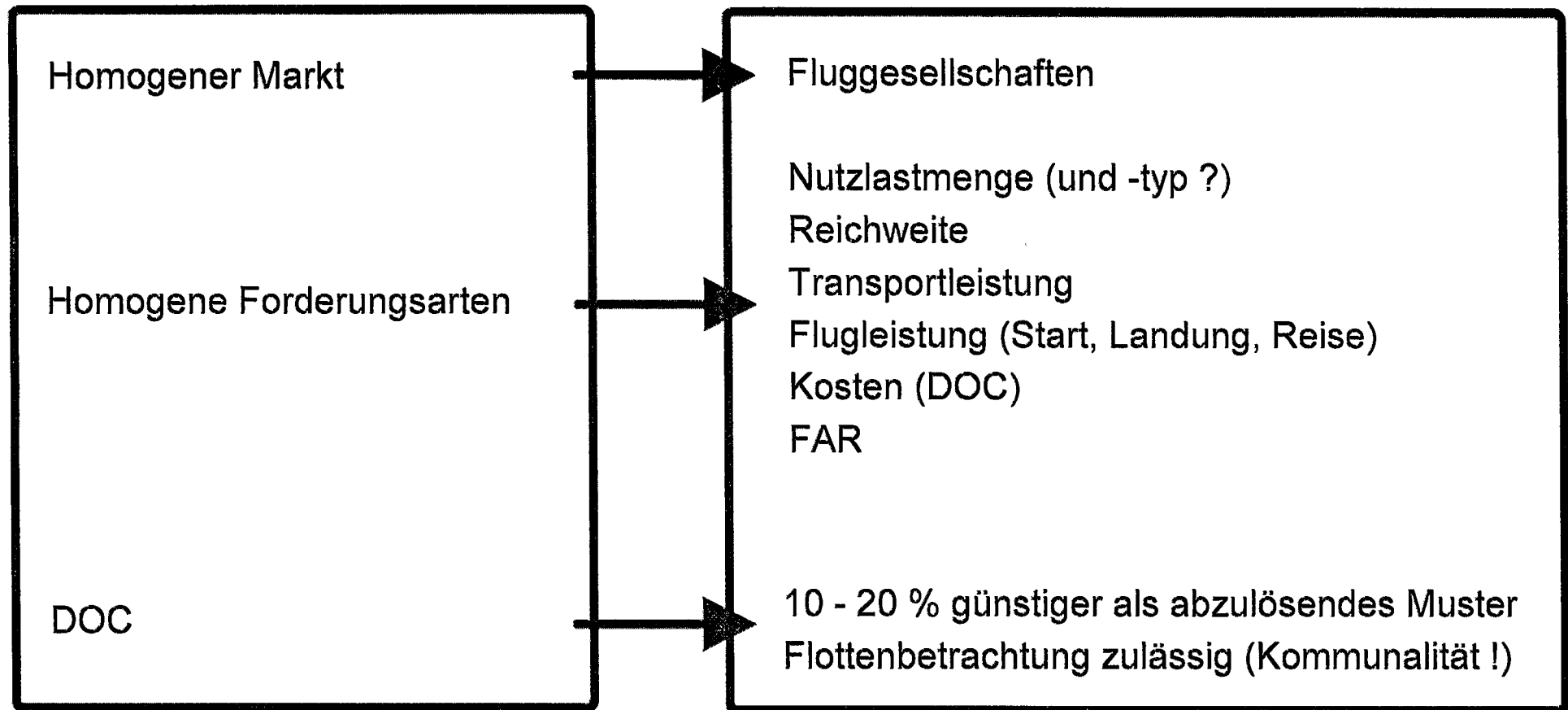
Kommunalitätsaspekte bei Hochleistungsflugzeugen

- Einleitung
- Kommunalität bei Verkehrsflugzeugen
- Auslegungsforderungen an ein Hochleistungsflugzeug
- Auslegung und Kommunalitäten
- Einfluß auf die Bewertung
- Zusammenfassung

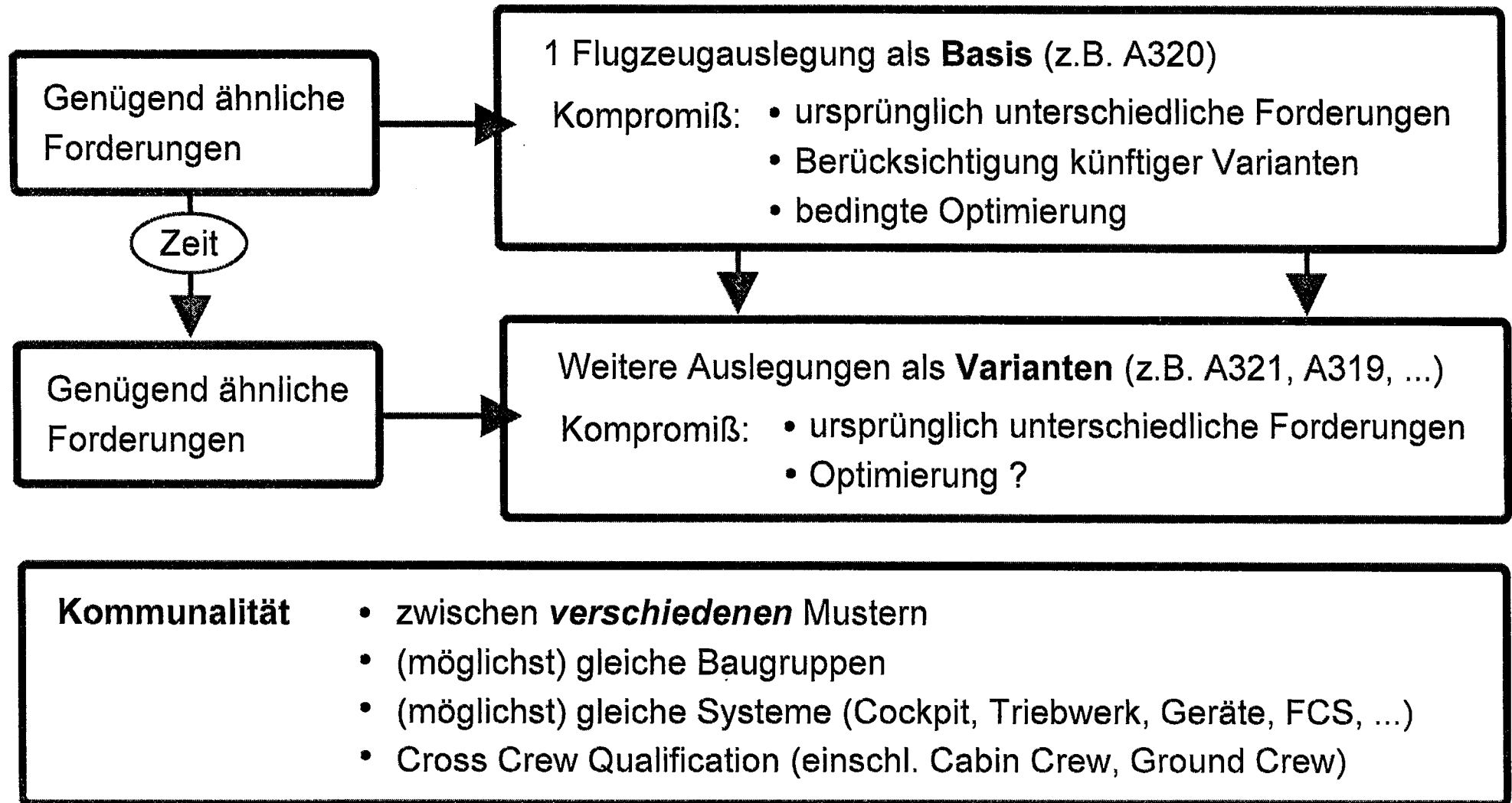
Einleitung



Kommunalität bei Verkehrsflugzeugen (1)



Kommunalität bei Verkehrsflugzeugen (2)



Kommunalität bei Verkehrsflugzeugen (3)

Wer bewertet?

Was wird bewertet?

Wie wird bewertet?

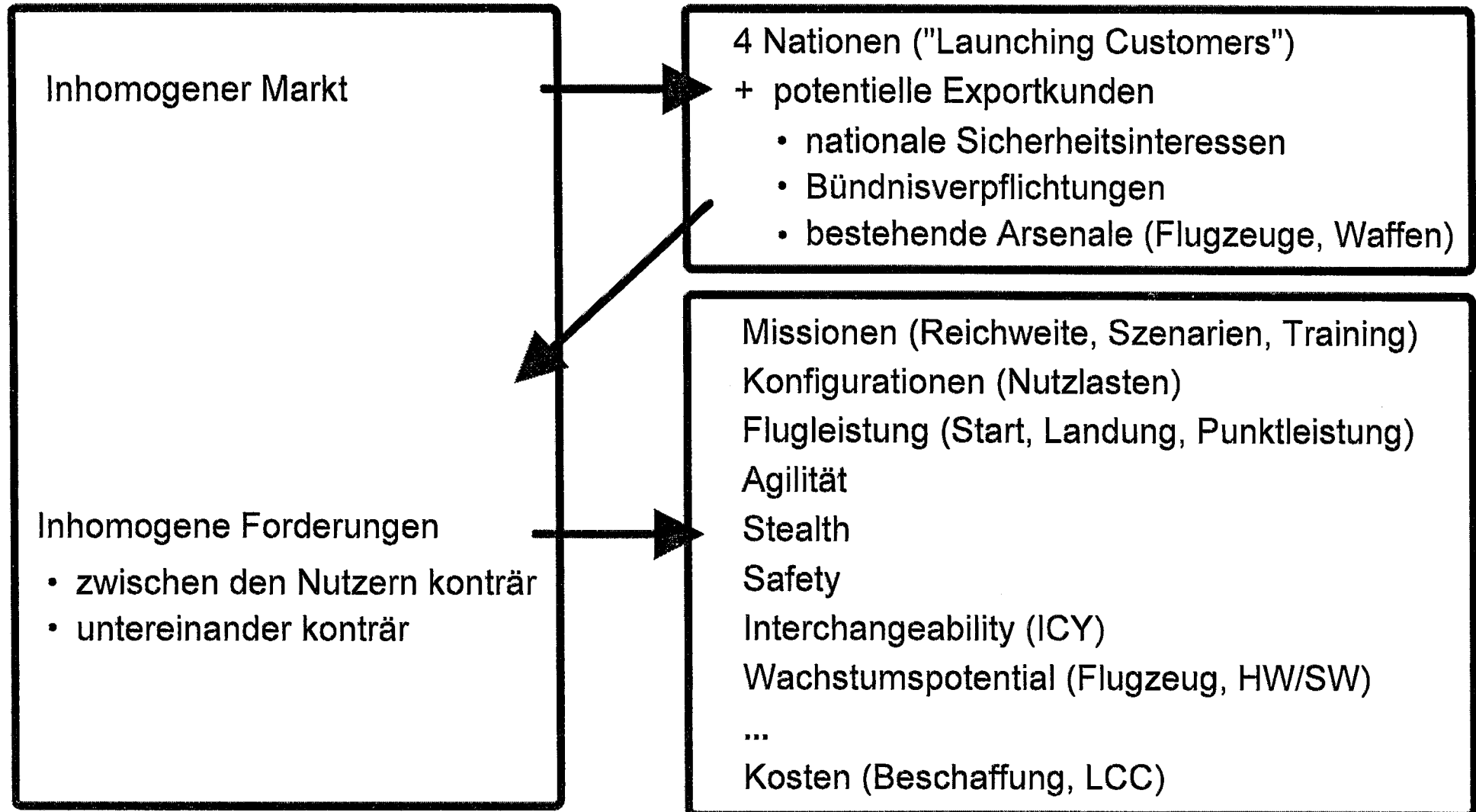
Hersteller: Entwicklung, Fertigung, Wirtschaft

Kunde: Technik, Wirtschaft, Piloten (?)

Erfüllungsgrad der eigenen Forderungen

Kompromiß bei der Auslegung interessiert die Kunden nur bei eigenem Nutzen (z.B. Flottenkommunalität).

Auslegungsforderungen an ein Hochleistungsflugzeug (1)





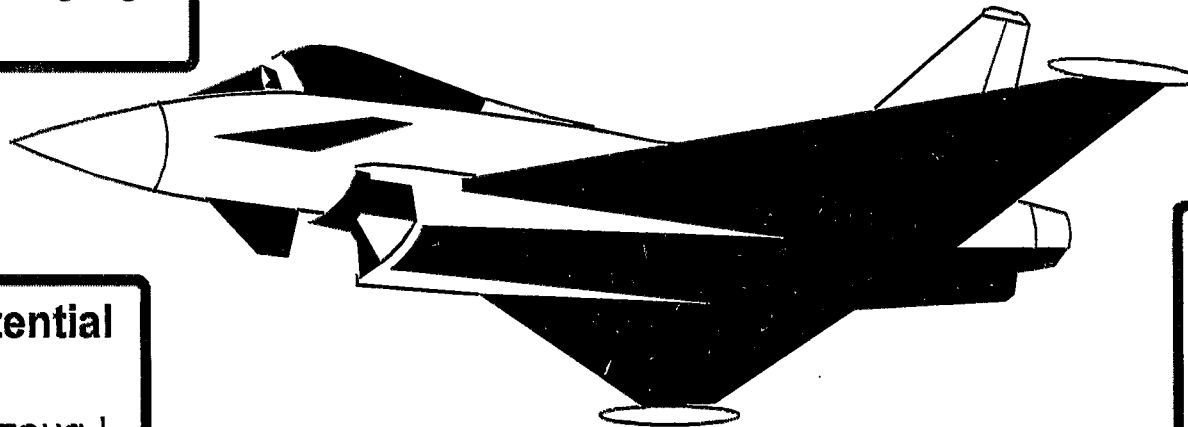
Auslegungsforderungen an ein Hochleistungsflugzeug (2)

Luft-Luft

Kurzstrecken-FK
Mittelstrecken-FK
Unter-/Überschall
Beschleunigung
Agilität

Luft-Boden

große Außenlasten
schneller Tiefflug
Unterschall



Wachstumspotential

30 Jahre !
Kein neues Flugzeug !

Training

Zweisitzer
operationelles Flugzeug
Einsitzer-Eigenschaften

Randbedingung:

Die technische Lösung muß mit einem Flugzeugmuster dargestellt werden !

Auslegung und Kommunalität (1)

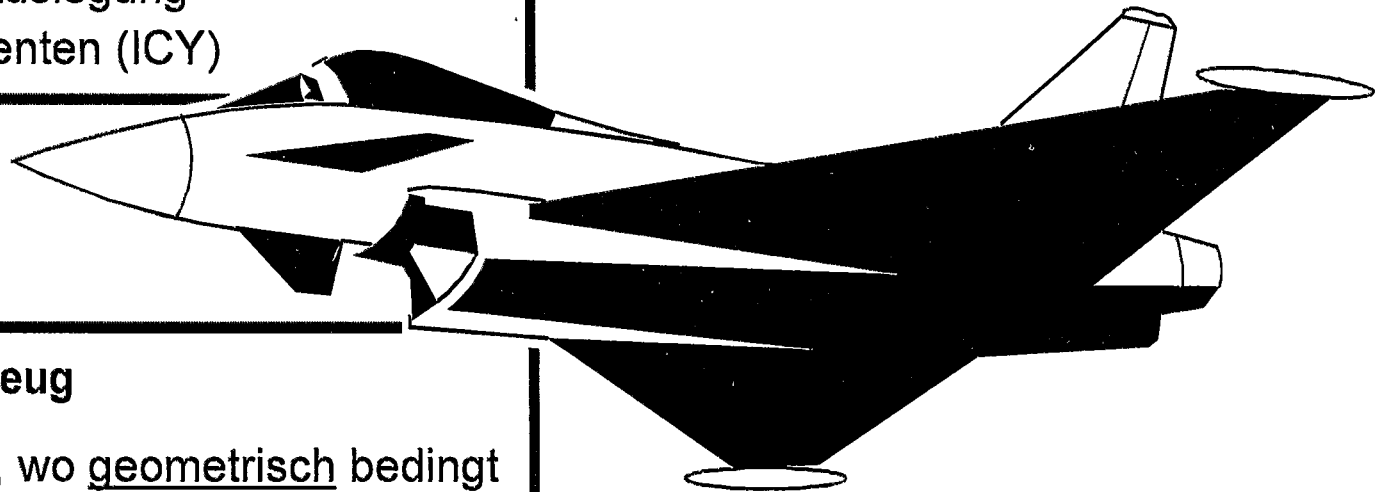
Rolle
Luftkampf + Luftüberlegenheit
dominant

Ein Basisflugzeug

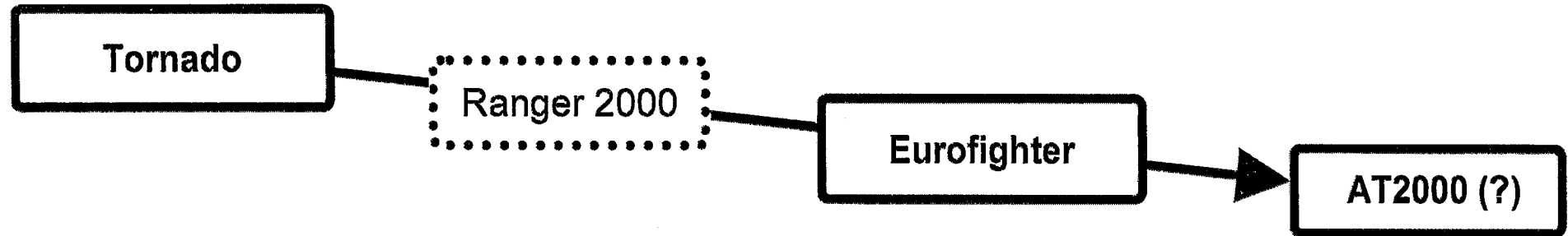
- identische Struktur
- identische HW und SW
- Ausrüstung zu 95 % identisch, sog. "National Fits"
- alle Nutzlasten gemäß Auslegung
- austauschbare Komponenten (ICY)

Zweisitziges Trainingsflugzeug

- Strukturänderungen nur, wo geometrisch bedingt
- minimale Systemänderungen (AVS, FCS, UCS)
- ohne Modifikation operationell einsetzbar



Auslegung und Kommunalität (2)

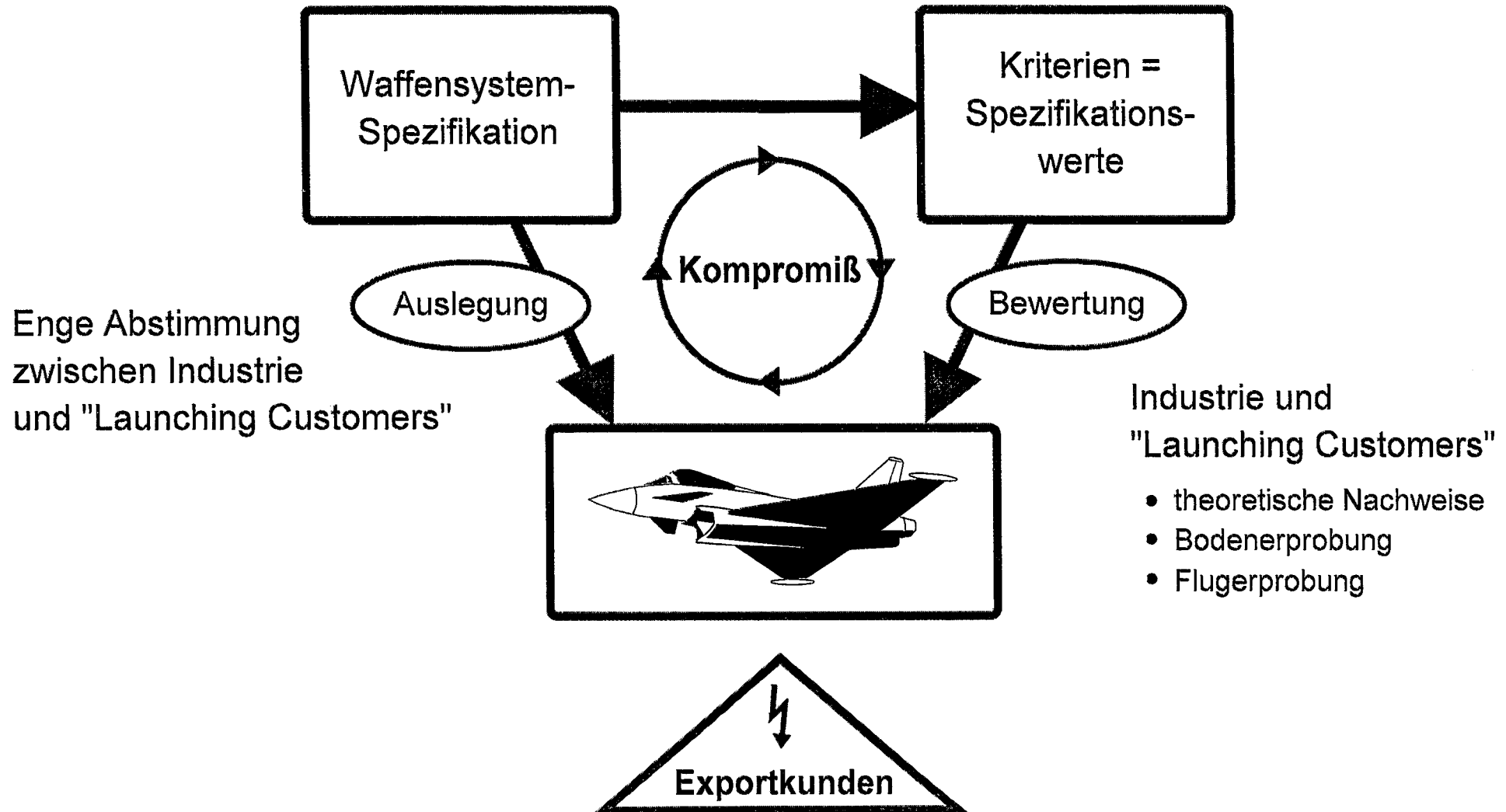


Lange Entwicklungszeiten → Nutzungsdauer > 25 Jahre
Produktlebenszyklen bis zu 50 Jahre !

Kommunalität zwischen den Programmen vernachlässigbar !
99 % Neuentwicklung !

Ansätze, z.B.: Nutzung des Eurofighter-Triebwerks EJ200
für Tornado (Nachrüstung), AT2000, JAS-39 "Gripen"
in Diskussion

Einfluß auf die Bewertung (1)



Einfluß auf die Bewertung (2)

Flugleistungs-Forderungen, z.B.:

- Start und Landung
- Steigleistung
- Beschleunigungsfähigkeit
- Stationäre und instationäre Punktleistungen

Specific Excess Power

$$SEP = \frac{S - W}{\textcircled{m} g} v = \frac{v}{g} \frac{dv}{dt} + \frac{dh}{dt}$$

$$m = \textcircled{m_L} + m_K(t) + m_N(t)$$

Betriebsleermasse m_L wird zum direkten Bewertungskriterium !



Zusammenfassung

Hochleistungsflugzeuge

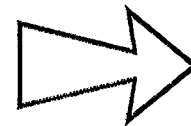
- Auslegungsforderungen

- umfangreicher
- meist konträr

- Auslegung komplexer

- Auslegung

- Bewertungskriterien



kompromiß-orientiert

- Kommunalität in Reinform

Abkürzungen

AVS	Avionics System (Eurofighter)
DOC	Direct Operating Cost
FAR	Federal Airworthiness Regulations
FCS	Flight Control System
FK	Flugkörper
HW	Hardware
ICY	Interchangeability (Forderung nach Austauschbarkeit von Komponenten)
LCC	Life Cycle Cost
SW	Software
UCS	Utility Control System (Eurofighter)

MANFRED KLOSTER, FH München

***Die Bewertung künftiger Überschall-Verkehrsflugzeuge
(SST) mittels des Schallknall-Kriteriums***

Die Bewertung künftiger Überschall - Verkehrs-
flugzeuge mittels des Schallknallkriteriums

DGLR - Workshop "Bewertung von Flugzeugen" , 26./27. Oktober 1998
Technische Universität München Luftfahrttechnik , D-85747 Garching

In den letzten Jahren wird immer wieder die Neuauflage eines Überschall - Verkehrsflugzeugs vorgestellt. Hierbei gerät das Schallknallkriterium, das z.B. der Concorde den Inlandreise-Überschallflug nach den bisher bekannten FAA - Richtlinien verbietet, zunehmend in Vergessenheit.

Ziel dieses Workshop - Vortrags soll es sein, hieran wieder zu erinnern.
Die wesentlichen Forschungsarbeiten gehen auf die fünfziger, vor allem auf die sechziger und siebziger Jahre zurück.

Folien 1 und 2 geben den Artikel des NASA - HSCT Projekts vom 13. Oktober 1997 aus der Aviation Week & Space Technologie wieder.
Das Flugzeug ist für $Ma = 2,4$ ausgelegt.

Folie 3 gibt aus der gleichen Zeitschrift die Bemühungen der Europäischen Industrie für ein neues SST - Projekt wieder. Neben der "weiseren" Entscheidung für $Ma = 2$ (wie CONCORDE) wird auch ein $Ma = 1,6$ - Reiseflugzeug angesprochen.

Folien 4 und 5 zeigen ein Projekt SST 1994, das in der Auslegung dem HSCT auch mit $Ma = 2,4$ sehr nahe kommt.

Folien 6 und 7 geben das DASSAULT SSBJ (supersonic business jet) Projekt wieder, Aviation Week & Space Technologie 1. Juli 1998.

Folie 8 zeigt zum Vergleich die CONCORDE, die in der Formgebung auch für die neueren Projekte Vorbild zu sein scheint.

Folie 9 In ganz groben Zügen wird die Theorie zur Berechnung des Schallknalls nach WHITHAM und WALKDEN aus PIETRASS Jb WGLR 1964 skizziert. Für die Lösung wird für den Rumpf mit einer Querschnittsverteilung eines Rotationsparaboloids gearbeitet. Der Auftrieb wird entsprechend der Theorie schlanker Körper für Deltaflügel mit $dA/dx = \text{const.}$ angenommen, was auch für den Ogee-Flügel hinreichend sein möge.

Folie 10 Hier wird die sich ergebende Berechnungsformel für eine Flügel - Rumpf - Kombination mit den eingehenden Parametern und Faktoren vorgestellt.

Folie 11 zeigt eine Tabelle (nach PIETRASS s.o.) mit dem Zusammenhang der Schallknall - Intensität und möglichen Schäden.
Es wird auch noch die Umrechnung des Lärmpegels $L(\text{dB})$ zum Drucksprung $\Delta p(\text{Pa})$ unbewertet angegeben.

Folie 12

Meßwerte mit der CONCORDE des Institut Saint Luis, France aus dem Bericht von RIGAUD et al. ISL-RT 2/72 sind dargestellt. Insbesondere sind das ausgeprägte N-Profil des Schall - Doppelknalls und die kurzen verstärkenden Spitzen beim ersten Drucksprung zu sehen. In allen Berichten zu diesem Thema wird immer wieder auf die großen Streuungen hingewiesen.

Folie 13

zeigt verschiedene Beschränkungen des durch Schub F gleich dem Widerstand W möglichen Flugbereichs. Insbesondere die Begrenzungen durch den gesetzlich zulässigen Schallknall können den Flugbereich im Überschall sehr einschränken, sogar gar nicht möglich machen.

Folie 14

zeigt Berechnungen mit den Daten der CONCORDE bei 80% MTOW (145to) im Vergleich zu Messungen. Die Übereinstimmung ist sehr gut, aber bei $Ma = 2$ wird die Berechnung mit dem Machzahlabhängigen Reflexionsfaktor K_R etwas zu gering. Eingezeichnet ist noch ein kleiner Ausschnitt $F = W$ für 145 to, man sieht, das hier ca. 125 Pa Schalldruck (am Boden) erzeugt würden, was die FAA - Forderungen weit überschreitet.

Folie 15

Die Berechnung des Drucksprungs Δp mit der kombinierten Gleichung und der separaten Volumen- bzw. Auftriebsgleichung zeigt, daß in großen Höhen die Auftriebsgleichung dominiert und hier vielleicht auf eine integrierte Rumpf - Flügel - Lösung geschlossen werden kann, s.u..

Folie 16

Die Entwicklung der Begrenzung der Flugenvelope durch den Schallknall mit dem Fluggewicht ist dargestellt. Bei 80% MTOW ist kein stationärer Horizontalflug für den Drucksprung von 100 Pa möglich, der ja schon über den bisherigen FAA-Forderungen läge.

Folie 17

Erhöht man die Flügeltiefe auf die gesamte Flugzeuglänge, so würde sich bei 80% MTOW (145 to) ein Flugbereich von 1,1 bis 2,2 der Machzahl ergeben, der einen Schalldruck von ca. $\Delta p = 120$ Pa am Boden erzeugen würde, der Schub F wäre noch etwas größer als der Widerstand.

Obwohl der Schalldruck zu groß ist, wird hier deutlich, daß die Vergrößerung der Flügeltiefe auf Rumpflänge hinsichtlich der Schallknall - Problematik die Lösung für künftige Projekte ist.

Folie 18

zeigt eine entsprechende integrierte Flügel - Rumpf - Kombination von COURTNEY (J. Royal Aeronautical Society, Vol. 68, 9/64) *)

Folie 19

Für das Projekt NASA HSCT (ca.) wurde der Verlauf des Schalldrucks mit der Flughöhe sowohl mit dem konstanten Reflexionsfaktor $K_R=1,9$ als auch mit dem von der Machzahl abhängigen Reflexionsfaktor $K_R = 1 + 1/Ma$ (Machscher Winkel: $\sin \mu = 1/Ma$) berechnet.

Theoretisch ergäbe sich erst bei der Flughöhe $H = 20$ km etwa ein Schalldruck von $\Delta p = 81$ Pa, bzw. bei 24 km Flughöhe $\Delta p = 72$ Pa am Boden. Das Projekt SST 1994 liegt ganz nahe dabei, aber das DASSAULT SSBJ - Projekt erfüllt die bisherigen FAA - Vorschriften und ließe sogar mögliche Verschärfungen zu.

Zum Vergleich sind noch CONCORDE Werte eingezeichnet.

*) siehe dazu auch:

STUFF, Die Auslegung von Überschallverkehrsflugzeugen...ZFW 24
DARDEN/MACK Current Research in Sonic-Boom Minimization NASA-CPO
SEEBASS/GEORGE Sonic Boom Minimization J Acoust.Science 51,2

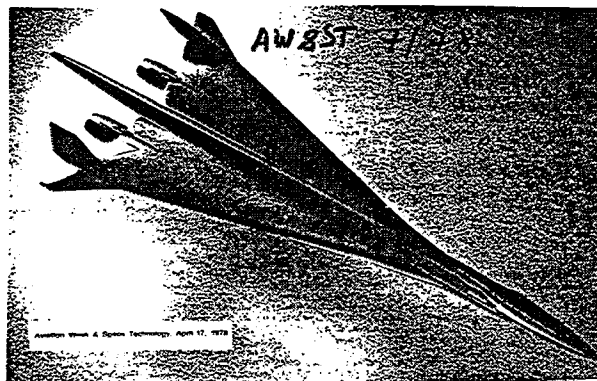
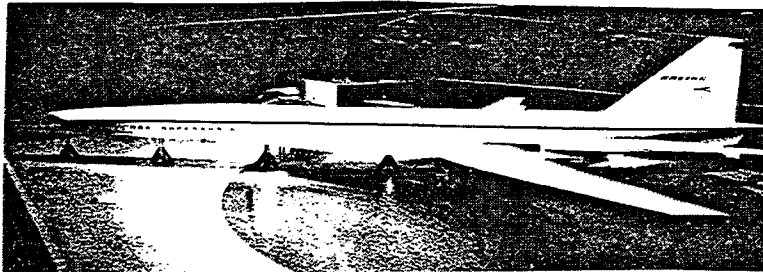
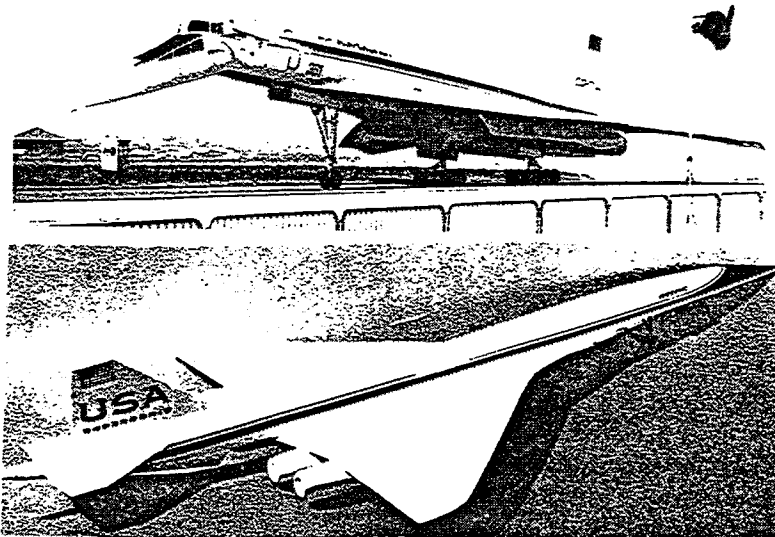
Folie 20

zeigt aus Messungen, daß sich bei Manövern die Schalldruckwerte verdoppeln und verdreifachen können.

Mit dem Manövergrenzwert von $\Delta p = 120$ Pa könnte die CONCORDE bei $m = 105$ to gut fliegen aber den Wert von 81 Pa für den stationären Horizontalflug könnte sie bei diesem Gewicht gerade noch nicht erfüllen. Mit 58% MTOW ist der Flug beendet (9% Reserve) .

Die sich ergebenden Schallknall - Werte hängen sehr stark von der tatsächlichen Atmosphäre und dem Wetter ab. Es können Fokussierungen zum Superknall, aber auch zur Auslöschung führen. Viele Untersuchungen der Wirkungen des Schallknalls auf den Menschen (usw.) ergeben keine eindeutigen Aussagen. So sollen Schalldrücke von fast 6000 Pa ! bei Testpersonen keine physiologischen Schäden ergeben haben, aber bei einem Schalldruck von 50 Pa bereits 85% der Personen bei offenem Fenster in ruhiger Umgebung aus dem Schlaf wecken, siehe bei PIETRASS, Jb WGLR 1964.

Die Dias zeigen die Sichtbarmachung des Verdichtungsstoßes im Windkanal und im Flug, sowie einige der älteren Projekte und die TU 144.



THE FUTURE OF HIGH-SPEED FLIGHT

HSCT Computer Model Takes Shape at NASA

JAMES OTT/HAMPTON, VA.

NASA and industry engineers are deciding on the basic form of a High-Speed Civil Transport that will strongly influence future U.S. commercial supersonic aircraft.

A December deadline has quickened the pace at NASA to complete the work on a preliminary technical configuration aircraft. A computer-based model, it will become the focus of intense study in NASA's High Speed Research program throughout next year. A final technical copy of the aircraft should be in place to meet a December 1998 program milestone.

ALAN W. WILHITE, deputy director and airframe manager of the HSR program at NASA Langley Research Center, regards the aircraft as a common base on which design engineers can work as the aerospace industry continues the decision process toward a program launch. He doesn't expect radical changes in the configuration aircraft in the year ahead.

NASA's base model supersonic transport has been taking shape—and changing frequently—since research began in 1987 toward a economically viable and environmentally acceptable supersonic transport (*AW&ST* Aug. 17, 1987, p. 33). Confident that its goals can be met, NASA is now halfway through the second phase of a \$1.9-billion research program, scheduled to end in 2002.

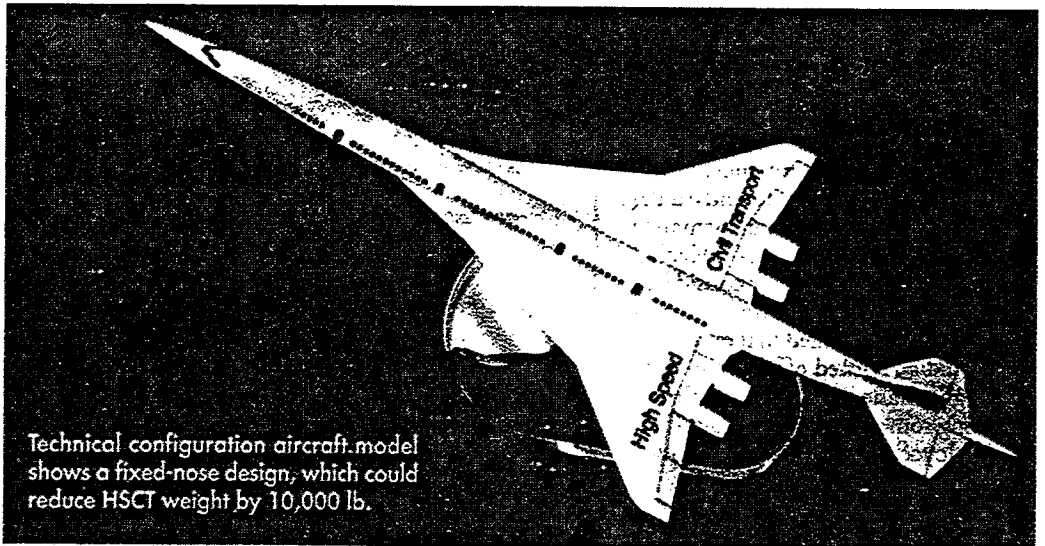
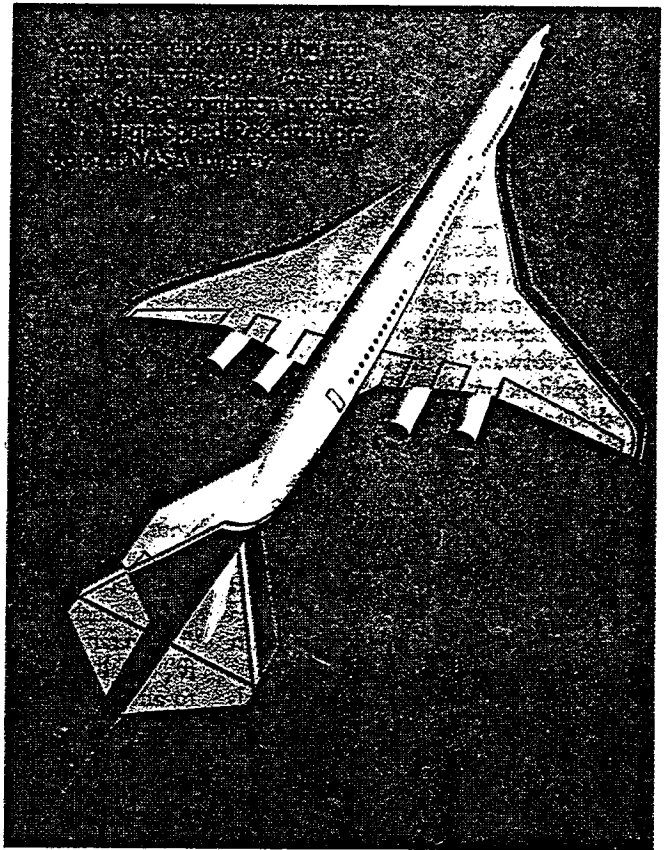
A Phase 2A program extension, now under consideration at the Office of Management and Budget, would be geared toward developing materials and processes for building the fuselage and wing. In a recent report, the National Research Council recommended the program extension in the HSR program as an added incentive for industry.

The HSR program has been moving along with steady support of team leader Boeing and other U.S. major aerospace manufacturers, and some 50 subcontractors. The program has gained considerably in importance since Boeing, in 1996, canceled plans for a rival future

project, a high-capacity, super-jumbo transport.

NASA has been spending one quarter of its annual \$1-billion aeronautics budget for high-speed research, and industry has matched the government outlays "dollar for dollar," said Wallace C. Sawyer, director of NASA's High-Speed Research Project Office at NASA Langley.

Emerging from the research is a Jet A-fueled, four-engine, Mach 2.4, 300-passenger aircraft with a range of 5,000 naut. mi. The configuration aircraft is 320 ft. long, with a wingspan of



Technical configuration aircraft model shows a fixed-nose design, which could reduce HSCT weight by 10,000 lb.

130 ft., and a takeoff weight of 750,000 lb. Cruise altitude is 60,000 ft.

"Not much different than the original [U.S.] SST," observed Wilhite, referring to the contender that did not materialize

after Congress, 25 years ago, ruled against funding an SST program. "But we'll be able to do it this time. We're going further, faster and at just about the same weight, and carrying more passengers."

Market studies conducted by industry and used in the HSR program indicate that U.S. development of an SST would play a critical role in strengthening the nation's leadership in the long-range jet transport market.

The studies indicate a market for 1,000-1,500 aircraft. If built under U.S. industry leadership, the studies say, the SST would displace subsonic transports. The U.S. share, currently at 67%, would increase to 87%, account for 140,000 jobs and increase the balance of trade position by \$500 billion. If European industry built the SST, it would capture 73% of the market, leaving the U.S. trailing with 27%.

The researchers are keenly aware of fu-

Engines are mounted to the rear of the underwing area, and long, noise-attenuating engine nozzles project out from beneath the wing. The far-rear engine mounting is a protection of fuel lines in case of a rotor burst.

THE CONFIGURATION AIRCRAFT displays considerable overhang of the front fuselage. Canards are under consideration for the forward fuselage to improve low-speed performance and handling.

Researchers have discarded the variable-geometry drooping nose and retracting windshield visor of the Anglo/French Concorde. No forward cockpit windows are contemplated for the aircraft, only side windows. An external-vision team comprising Boeing and Honeywell engineers,

and visor in place—are eliminated from the design.

Researchers make a case that a synthetic vision system would enhance safety. According to NASA research, pilots' forward vision in a conventional cockpit can detect only 35% of potential hazards. "In our system, we have a radar on board the airplane that is scanning the sky and will pick up everything, and using computer processing will actually tell the pilot of any kind of immediate danger," Wilhite said.

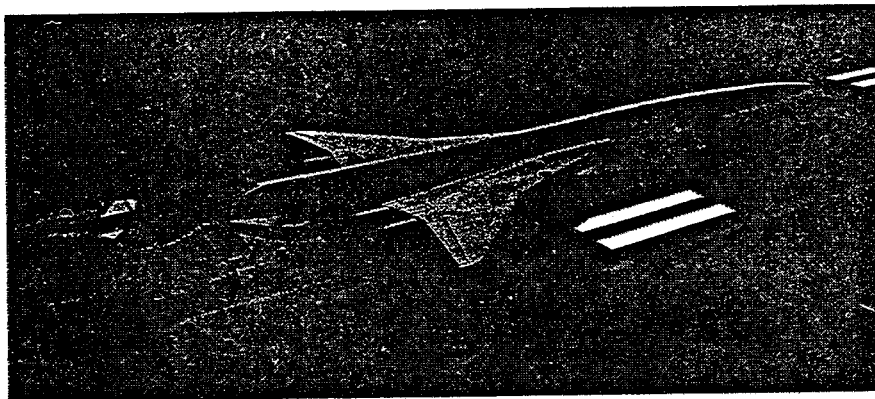
The technical configuration aircraft poses operational challenges, and a series of tests has been developed to work out procedures. A Surface Operations Research Vehicle simulating the characteristics of an aircraft with an extended forward fuselage will begin runway and turning tests this month at Moses Lake, Wash. The cockpit location could be 60-ft. forward of the front landing gear, which would complicate turning the aircraft, Wilhite said.

TESTING OF THE SYNTHETIC vision concept is underway in a modified ground-based van on Boeing airfields near Seattle. A NASA Boeing 737 is operating with a second windowless cockpit, from which a crew can fly the aircraft with the aid of video and infrared vision. The Calspan SRL Corp. of Buffalo, N.Y., is modifying the Total Inflight Simulator aircraft, the USAF NC131H, a Convair 580 that simulates other aircraft, for use in the program.

NASA and industry participants are weighing the merits of two airframe structures—the traditional sandwich style of a honeycomb flanked by layers of composite materials and a skin-stringer design. The sandwich design, on its own, has the lightweight advantage, but the use of tear stoppers and frames required under damage tolerance considerations increases the weight. The skin-stringer design "is hanging in there" as an option in the competitive search, Wilhite said.

TO WITHSTAND THE AERODYNAMIC heating generated by supersonic speeds—up to 370F—the nose and leading edges would be made of titanium. But the researchers are looking at composites for other areas. For its computational aircraft, NASA adopts a polyimide PETI-5, a lightweight composite resin, that was developed at NASA Langley.

Tests are being conducted to meet a 60,000-hr. durability standard. PETI-5 has shown promise after the equivalent of 15,000 hr. A similar material, K-3B, has been tested up to 40,000 hr. in isothermal exercises (heat up to 350F for 4.5 hr.). In thermo-mechanical fatigue tests at Langley, the materials are subjected to heat and physical loads that are typical of the SST flight profile. ☐



Computational High-Speed Civil Transport features a double delta wing and side windows. The aircraft is 320 ft. long with a wing span of 130 ft. and takeoff weight of 750,000 lb.

ture noise regulations and other environmental standards as they design the technical configuration aircraft. Originally, they assumed that noise levels would be achieved in the middle range of current FAR 36 Stage 3 standards. More recently, researchers have set the goal at 3-5-dB improvement, anticipating stricter standards in the next century.

"Noise has been the number one driver of the configuration airplane," Wilhite said.

FINDINGS FROM EXTENSIVE surveys of people's responses to sonic booms, conducted in the first phase of the HSR program, have left a deep impression. The research turned up ways for NASA to minimize the peak sounds of the boom, but the surveys "basically said that people would tolerate no sonic boom," Wilhite said.

From that point on in the HSR program, the focus has fallen on an aircraft that would operate at supersonic speeds only over water, estimated to be 80% of its flying time.

While none of the characteristics of the configuration aircraft is firmly in place, the NASA-industry team is looking at double delta wings and plain hinge flaps.

working under FAA guidance, is investigating the technologies to provide the pilots with the functional equivalent of forward vision.

One idea is to mount video cameras on the landing gear and vertical tail to provide a panoramic forward view in a cockpit display. The display would be overlaid with symbols; and altitude, attitude and speed information would be provided. For landing, the symbols would include goal posts to aid runway alignment.

For operations at night and in low-visibility, the aircraft would be equipped with dynamic-range video sensors augmented by X-band radars to detect obstacles. In cruise operations, the aircraft would be protected by a traffic collision avoidance system.

A further aid would be in a differential global positioning system database, providing flight profile information and drawing the runways of major airports on the display screen.

Weight savings was the chief reason for discarding the drooping nose. Researchers estimate a savings of 10,000 lb. when the mechanisms—guide rails, hinge joints and jacks for drooping and returning the nose

European Industry Pursues SST Technology Readiness

Folie 3a

PIERRE SPARACO/PARIS

Despite tight budget constraints in research and technology funding, Europe envisions building an all-new supersonic commercial transport that could enter service late in the next decade.

The European aircraft and engine manufacturers' advanced technology effort is complemented by national aerospace research agencies such as the British Defense Research Agency, Onera in France and DLR in Germany.

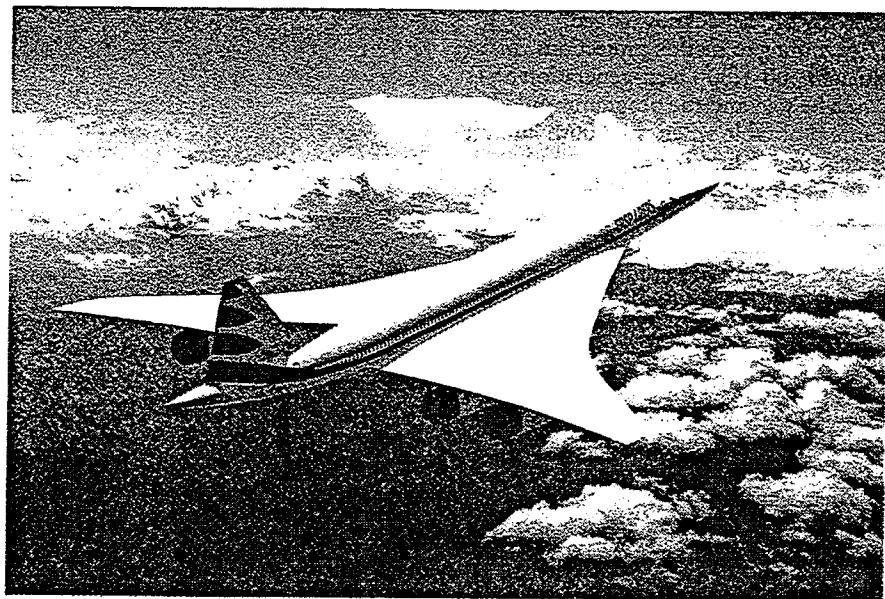
"Several years of technological research still are required before conceiving a viable next-generation SST [concept]. And, in the shorter term, the ultra-high-capacity Airbus A3XX will remain Europe's primary goal [in the commercial transport market]," said Elie Khaski, supersonic program manager at Aerospatiale.

Airbus Industrie tentatively plans to launch the 555-seat A3XX in the next two years to meet the proposed 2002 service entry date. The aircraft's development cost is estimated at \$8 billion.

Daimler-Benz Aerospace joined Aerospatiale and British Aerospace (the two companies that produced the French-British Concorde) in the European Supersonic Research Program (ESRP). In addition, Rolls-Royce and Snecma, which developed Concorde's Olympus 593 turbofan engine, are considering new engine designs that could be used to power an efficient Mach 2 long-range aircraft.

However, Europe is investing no more than an estimated \$12 million per year on ESRP exploratory work, exclusive of company-funded research and technology spending. Although Europe acquired a unique expertise in developing and operating the Concorde, it now lags behind the U.S., industry officials said. They cited the NASA/Boeing-funded Tupolev Tu-144 tests underway in Russia that also involve Pratt & Whitney and General Electric (AW&ST Sept. 8, p. 50).

The Europeans' primary goal today is to better assess major carriers' long-term fleet requirements, gather their views on



foreseeable supersonic operations and refine a market forecast. Such input will help in determining the next-generation supersonic transport's economical feasibility.

Potential sales will depend largely on the envisioned aircraft's direct operating costs (DOC) and compatibility with environmental issues. "In the absence of

a specific time-frame, this is an unusual challenge," a company executive acknowledged.

According to Khaski, several years of research and technology work still are required before a decision can be made on

whether to start an industrial program. This viewpoint is shared by other airframe and engine manufacturers, he said.

Discussions with major international airlines, travel agents and air travel panels in the last few years clearly indicated a desire to cut flight time on long-haul routes. Today, the European industry's baseline is a Mach 2 cruise speed, 250-seat aircraft with a 5,500-naut.-mi. range.

Although higher capacity theoretically could be required for an aircraft expected to enter service late in the next decade, a bigger airframe would further complicate

European airframe and engine manufacturers' joint research effort is centered on a 2-3-class, 250-seat, Mach 2 cruise speed aircraft concept.

noise-related issues as well as the primary goal of transpacific-class maximum range.

The envisioned European SST is expected to be operated in 2-3-class cabin configuration, with a still unspecified "high-speed premium" added to subsonic service fares. "The Europeans are not envisioning a supersonic commercial transport that would be used only by elite travelers. It should carry a full mix of passengers. We are talking about an aircraft just like the others," Khaski said.

EARLIER FEASIBILITY STUDIES were conducted around a Mach 2.4 aircraft concept. "But Mach 2 is a wiser choice. For example, on transatlantic routes, at Mach 2.4 cruise speed, flight time would be reduced no more than 20 min. but the aircraft's DOC would be significantly higher," he noted. "In addition, we plan to evaluate the merits of a Mach 1.6 cruise speed aircraft."

Development costs are estimated at \$15 billion. However, according to European industry officials, the next-generation SST's cost will depend largely on initial investment in technology readiness. The ongoing effort involves a variety of disciplines such as advanced propulsion sys-

Europe's baseline is a Mach 2, 250-seat aircraft with a 5,500-naut.-mi. range

terms, new materials, innovative aerodynamics, as well as enhanced fly-by-wire flight controls.

Development costs will be lower than current estimates if technology readiness is a strong reality by the time the program obtains go-ahead. However, increased funding is required to acquire new technology. "This looks like an unusual challenge, not to say a vicious circle," a French industry official acknowledged.

According to market projections, an estimated 500-1,000 next-generation SSTs could be sold and the program would become profitable when the 600th aircraft is delivered, Khaski said.

IN THE LAST FEW YEARS, Rolls-Royce and Snecma, joined by Italy's FiatAvio and Germany's Motoren- und Turbinen-Union, refined preliminary studies centered on the envisioned Mid-Tandem-Fan variable-cycle engine concept. The MTF's maximum takeoff thrust would be in the 50,000-60,000-lb. range. Bypass ratio would be about 2 for takeoff and climb, and decrease to about 1 during the Mach 2 cruise phase.

Khaski said low specific fuel consumption must be achieved at high subsonic speeds (for example, at Mach 0.95) to ensure the economic viability of the aircraft.

"Although no regulations have been determined yet, environmental constraints are playing a critical role in the ongoing technology effort," said Eric Portejoie, who heads Snecma's advanced commercial programs.

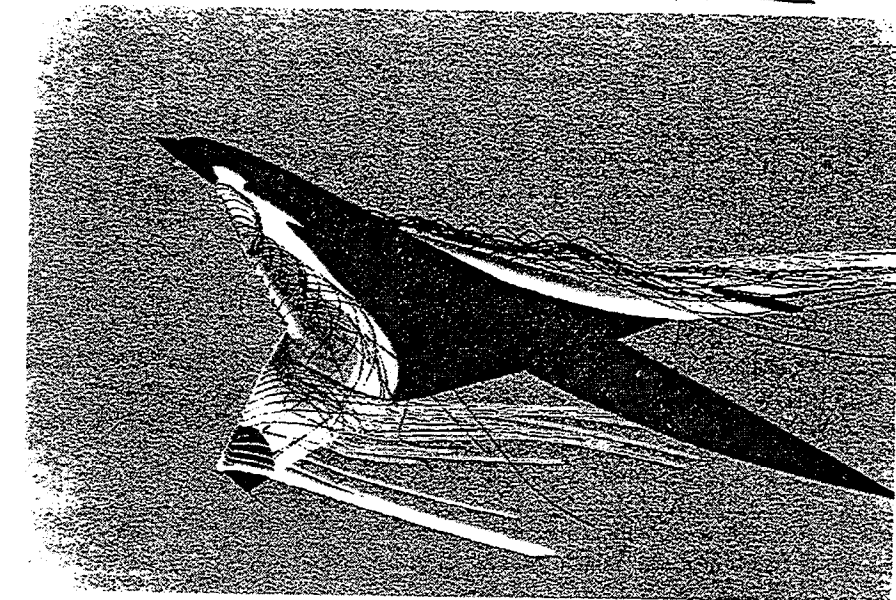
Dassault Assesses Outlook For Supersonic Bizjet

Dallas

Dassault Aviation has initiated a study to determine whether corporate aviation is ready for a supersonic business jet.

The French manufacturer said it will initially poll Falcon Jet operators, and then other corporate jet operators, to assess the operational feasibility of the supersonic business aircraft. A second study will look at the technical feasibility of building the jet. If the studies determine that there is a market for the aircraft, it could be operational in about 10 years. The potential impact on the ozone layer and the sonic boom issues will be looked at during the studies.

While Dassault has not decided on a configuration for the aircraft, earlier studies indicate that the supersonic business jet must have a range near 4,000 naut. mi., a minimum cabin size for



France's Onera is participating in the European Supersonic Research Program, especially in aerodynamics. However, funding remains weak.

Snecma's current research work is focusing on combustor design and oxides of nitrogen levels. Noise and emissions are linked directly to the engine's power, weight and size.

The MTF's basic characteristics would play a critical role in the airframe's overall design. However, at this very early stage, airframe manufacturers have not determined a specific power requirement, Portejoie noted. "To some extent, we're in the waiting mode."

In addition to in-house studies and the ESRP, Snecma established direct partnership links with Boeing that are focusing on potential "show-stoppers" and more specific issues such as acoustics. The engine's fan is a major contributor to noise levels and also imposes constraints on the nacelle's size and aerodynamics, Portejoie noted.

IN THE SAME VEIN, Rolls-Royce worked closely with McDonnell Douglas' design office. In the wake of the Boeing/McDonnell Douglas merger, such partnership agreements are expected to be revised or unified.

In the early 1990s, McDonnell Douglas also evaluated the merits of a Mach 1.6 cruise speed commercial transport. The lower supersonic speed concept required less power and led to a smaller air intake.

"It would be even more difficult to 'hide' the engine's core behind a smaller air intake," Portejoie noted. But a Mach 1.6 aircraft would operate at lower cruise altitude than a Mach 2 aircraft, and the impact on the ozone layer would be significantly reduced, he added.

Snecma's high-speed flight research and technology efforts also briefly included a quick look at the propulsion requirements of the supersonic business aircraft concept proposed by the Sukhoi design bureau.

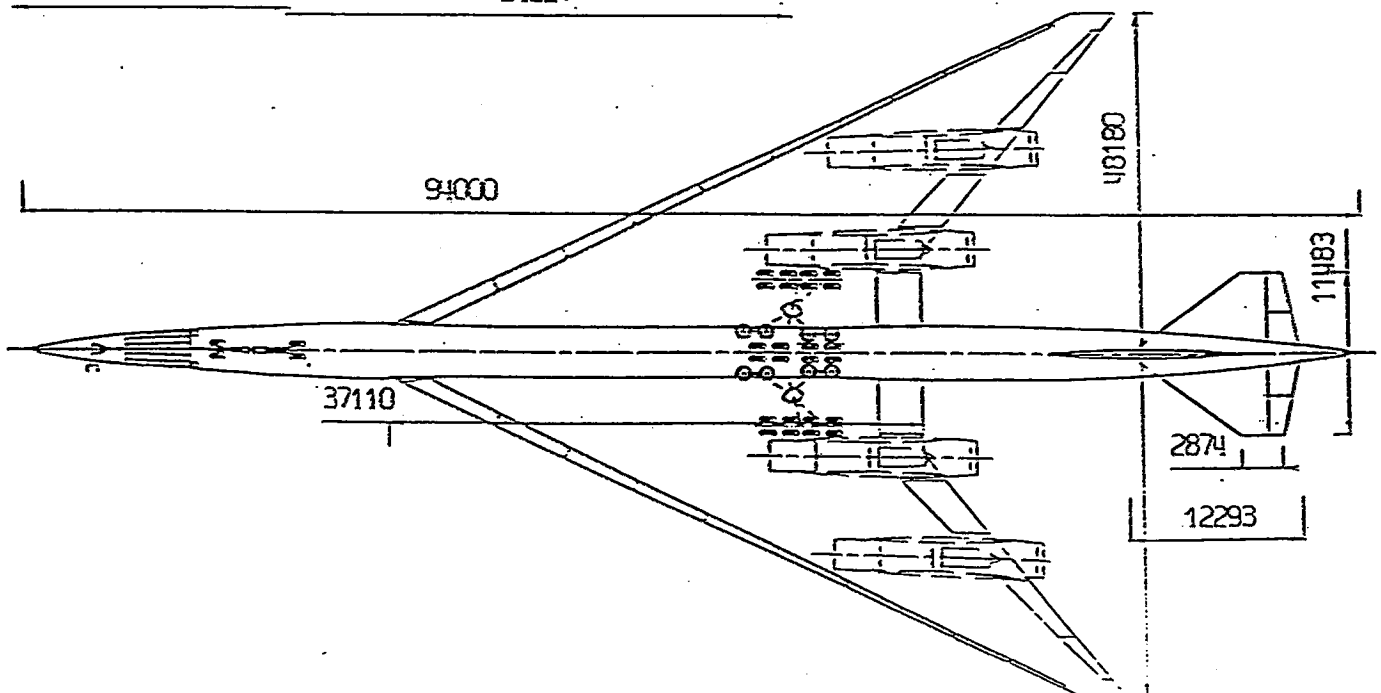
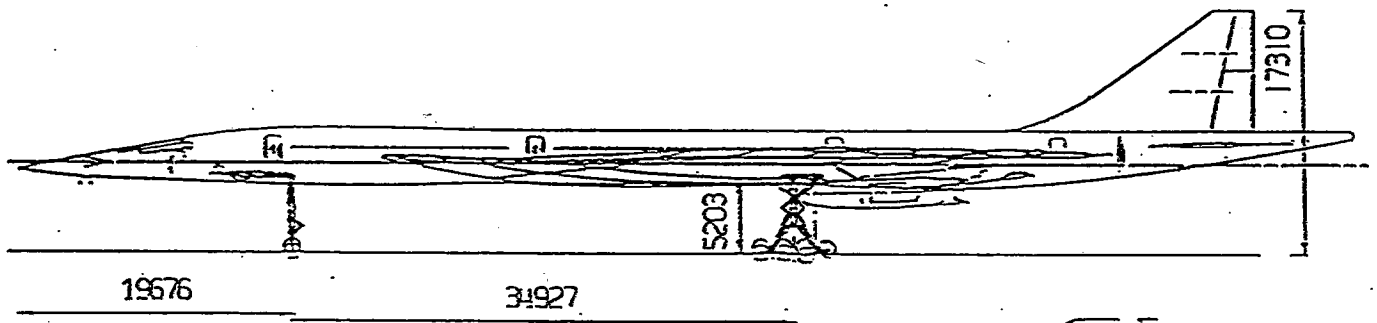
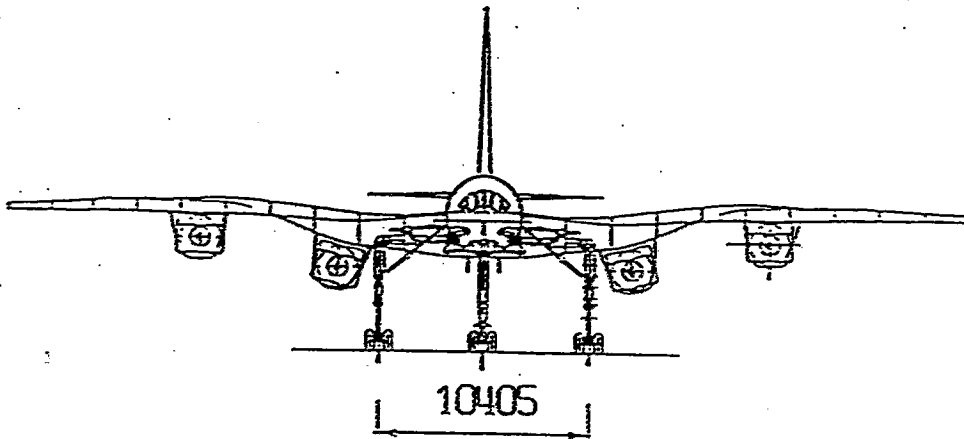
The French company may now participate in Dassault Aviation's feasibility studies, which is expected to pave the way for a Mach 1.8 cruise speed business trijet (see story at left). Snecma's engine could be based on the M88, a 7.5-metric-ton-thrust turbofan that powers Dassault Aviation's Rafale combat aircraft.

eight people and use three nonafterburning engines. Target speed would be Mach 1.8.

Dassault also plans to discuss risk-sharing opportunities with other companies. Dassault would prefer to team with a U.S. company with experience in building supersonic aircraft. Dassault has a long heritage of building supersonic military aircraft. Other risk-sharing partners will be considered to supply engines, avionics and aircraft systems.

The most recent effort to develop a supersonic business jet was a teaming of Gulfstream Aerospace and Russia's Sukhoi in the late 1980s. The Sukhoi-Gulfstream concept had four engines. The effort faded with a combination of factors—the buyout of Gulfstream, development risk and the lack of money in the former Soviet Union.

SST 1994



Tabellarische Gegenüberstellung der wichtigsten technischen Daten und Abmessungen

Daten	CONCORDE	SS T 1994
Flügelspannweite	25,60 m	48,18 m
Flügelfläche	358,25 m ²	956,24 m ²
Gesamtlänge	62,12 m	94,0 m
Spurweite	7,71 m	10,48 m
Flügelstreckung	1,7	2,4
max. Startgewicht	181 440 kg	336 761 kg
max. Landegewicht	79 270 kg	186 500 kg
Nutzlast	11 340 kg	23 655 kg
Betriebsleergewicht	145 156 kg	179 270 kg
Kraftstoffvorrat	95 430 kg	ca.150 000 kg
max. Reiseflughöhe	15 - 18 km	18 - 22 km
max. Reisegeschwindigkeit	2,02 Ma	2,4 Ma
Unterschall - Reisegeschwindigkeit	0,93 Ma	0,95 Ma
Startstrecke	3 170 m	ca.3 000 m
max. Reichweite	5 953 km	10000-11000 km
max. Sitzzahl	144	ca.250
Betriebslärm:		
Start : 6,5 km vom Beginn des Rollens	118 dB	-
Abflug: 1,85 km von der Landeschwelle	112 dB	-
0,65 km seitl. Pistenmittelinie	115 dB	-
Triebwerke:		
Startschub	170 KN	ca.265 KN
Reiseschub	45,5 KN	ca. 71 KN
Grundgewicht, trocken	2762 kg	3961 kg

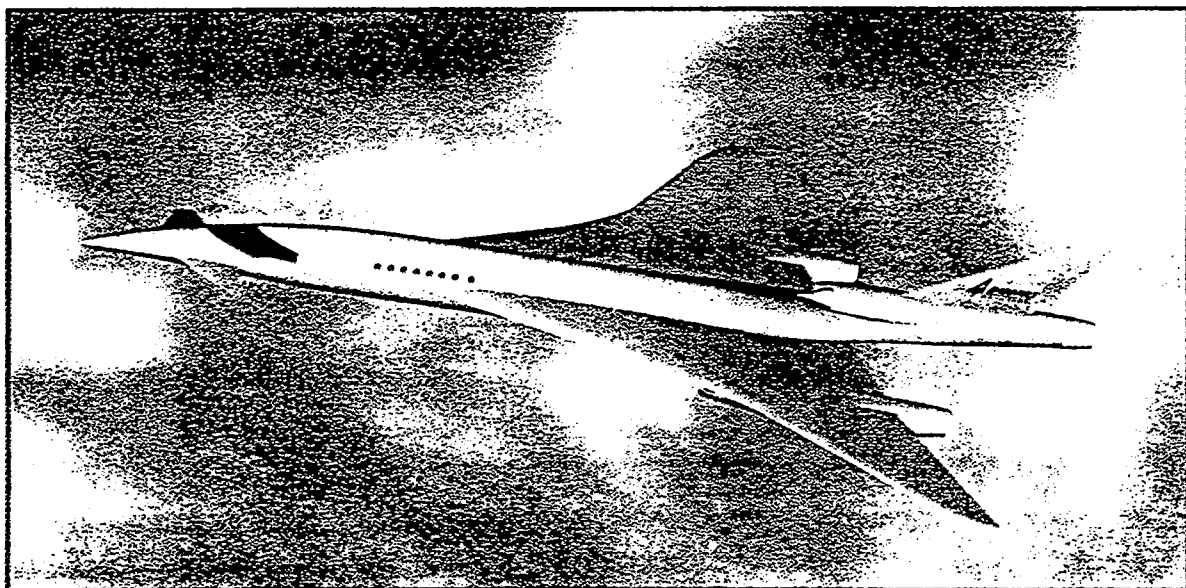
1st July '98

Dassault reveals more about its proposed supersonic business jet

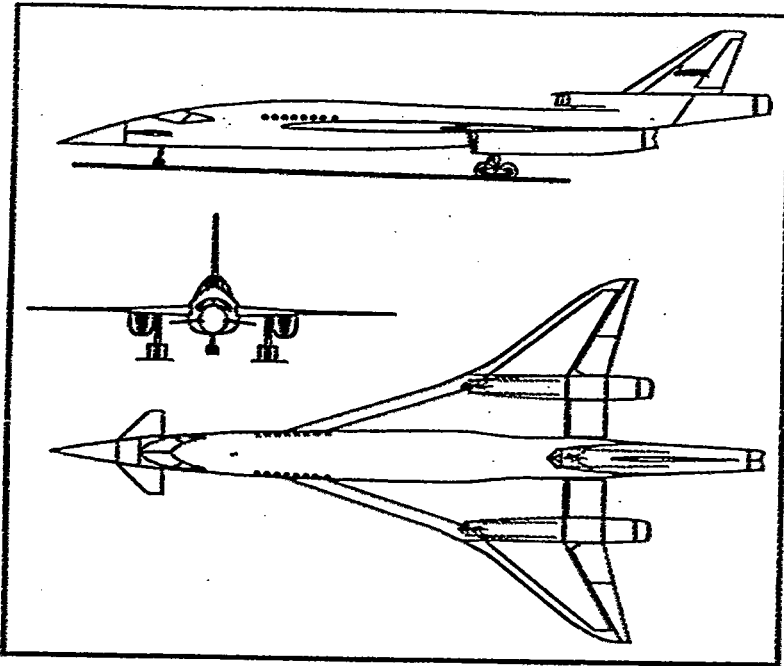
by R. Randall Padfield

In September 1997, Dassault Aviation and its U.S. arm, Dassault Falcon Jet, surprised attendees of the National

con operators' Maintenance & Operations Seminar scheduled for May this year. On May 19, before an audience of nearly 1,000, the French airframer made good on its promise.



Dassault's initial design concept for a supersonic Falcon business jet resembles—perhaps not surprisingly—previous SSBJ designs of Gulfstream, Sukhoi and British Aerospace. Performance specs call for a 4,000-nmi range at Mach 1.8.



DASSAULT SUPERSONIC BUSINESS JET

Preliminary Specifications and Performance

Engines

Three non-afterburning engines
12,000 lb static thrust each

Weights

Max takeoff	85,826 lb
Max zero fuel	40,026 lb
Empty	37,600 lb
Fuel capacity (6,836 gal)	45,800 lb
Crew	826 lb
Passengers (eight)	1,600 lb

External dimensions

Wingspan	55.6 ft
Length overall	104 ft
Wing area	1,400 sq ft

Internal cabin dimensions*

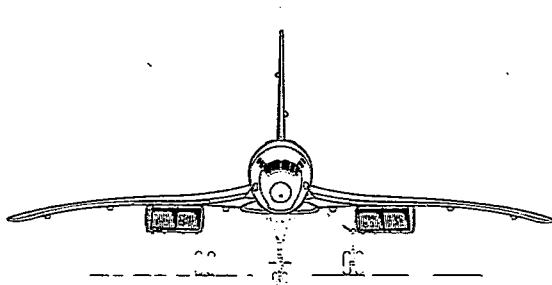
Max height	5.9 ft
Max width	6.1 ft
Length (excluding cockpit)	23.5 ft

Cruise performance

Supersonic cruising speed	Mach 1.8
Transonic cruising speed	Mach 0.95
Range at Mach 1.8	4,000 nmi
<i>(two crew, eight pax, NBAA IFR reserves)</i>	
Operating altitude	60,000 ft (est.)

Erstflug Prototyp 9.4.69
 Vorserie 17.12.71
 Serie 6.12.73
 Linie 29.1.76

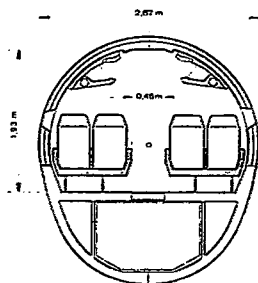
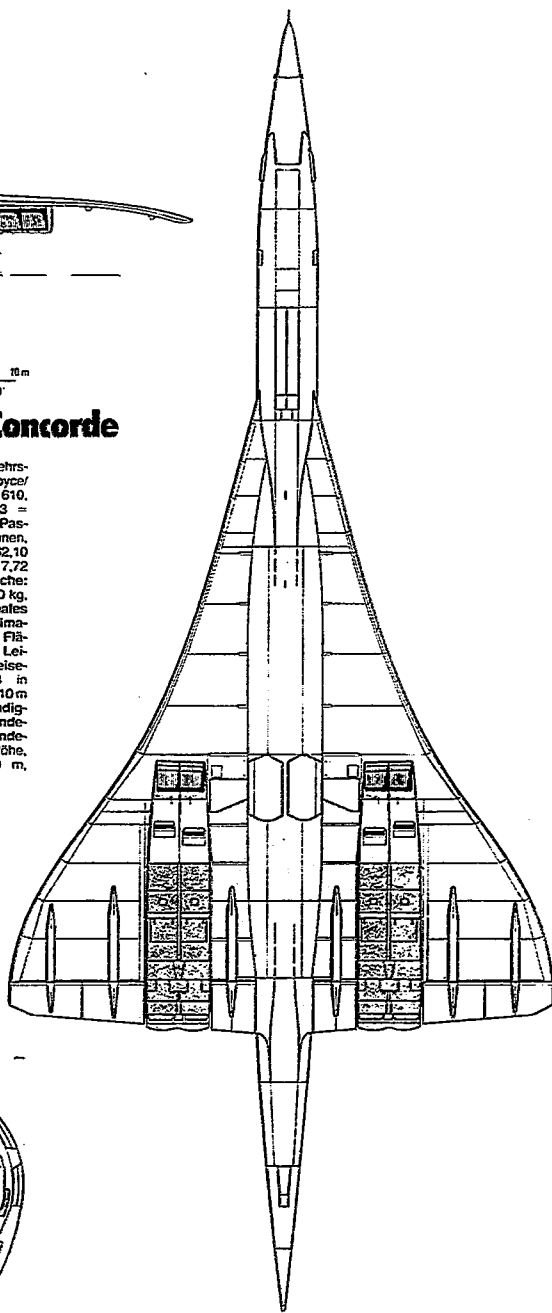
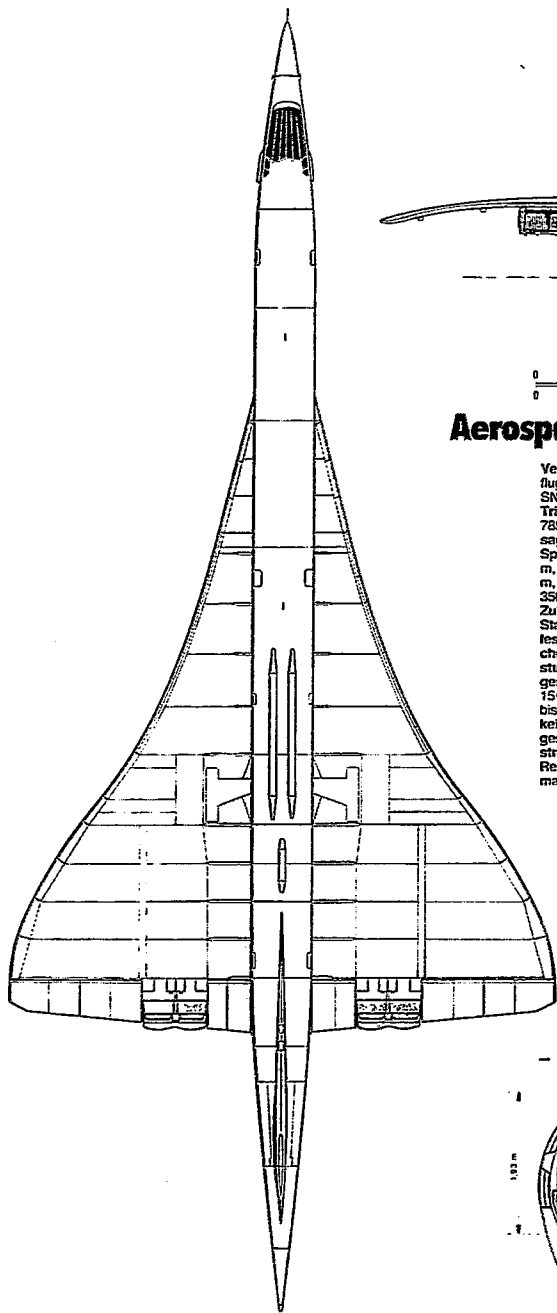
Folie 8



0 2 4 6 8 10 m
 0 10 20 30'

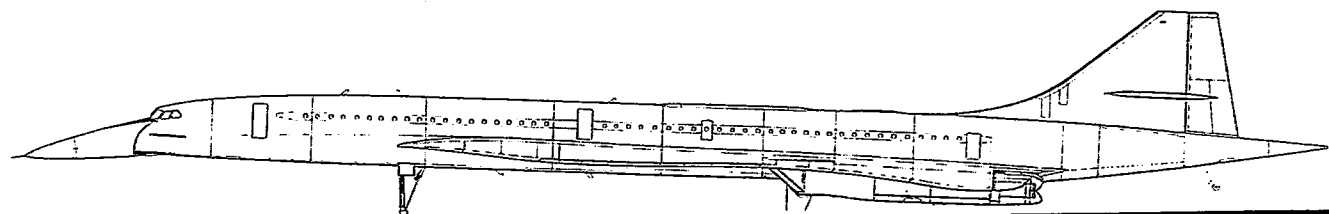
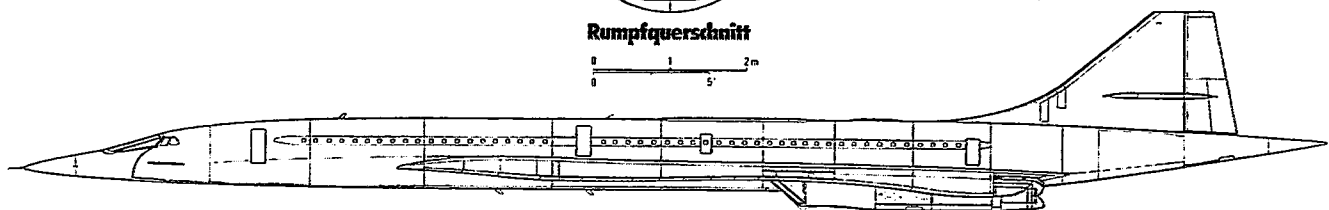
Aerospatiale/BAC Concorde

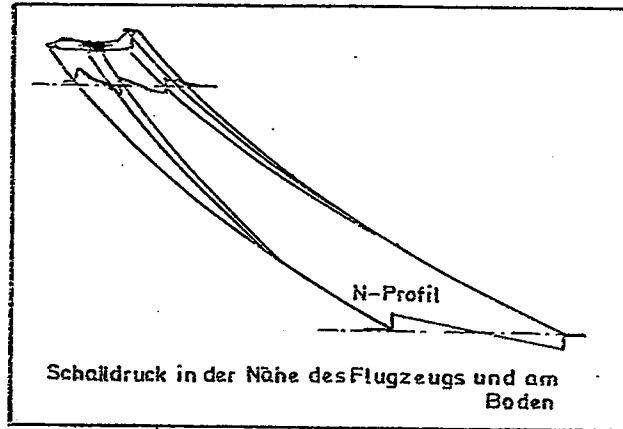
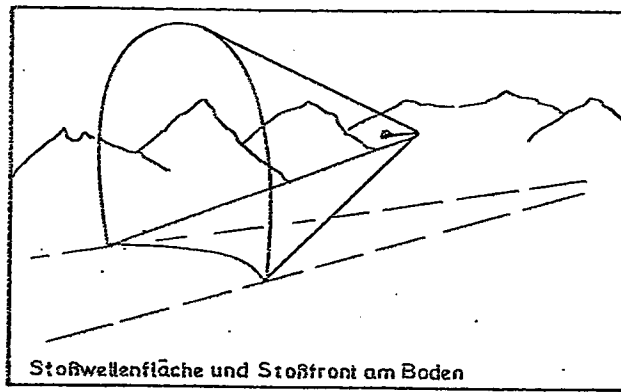
Verwendung: Überschall-Verkehrsflugzeug, Triebwerk: 4 Rolls-Royce/SNECMA Olympus 593 Mk. 610, Triebwerkleistung: 4 x 169,3 - 785,2 kN, Besatzung: 4 Mann, Passagierkapazität: 118 Personen, Spannweite: 25,56 m, Länge: 62,10 m, Höhe: 11,40 m, Spurweite: 7,72 m, Radstand: 18,19 m, Flügelfläche: 358,25 m², Rüstgewicht: 78 700 kg, Zuladung: 106 365 kg, maximales Startgewicht: 185 065 kg, maximales Landegewicht: 111 130 kg, Flächenbelastung: 516,59 kg/m², Leistungsbelastung: 2,35 kg/kN, Reisegeschwindigkeit: Mach 2,04 in 15 635 m Höhe, Startstrecke: 3410 m bis 10,6 m Höhe, Steiggeschwindigkeit: 25,41 m/s in Bodennähe, Landegeschwindigkeit: 300 km/h, Landestrecke: 2220 m aus 10,6 m Höhe, Reiseflughöhe: 15 500 - 18 290 m, maximale Reichweite: 6580 m.



Rumpfquerschnitt

0 1 2 m
 0 5'





Theorie zur Berechnung des Schallknalls nach WHITHAM/WALKDEN:

Potentialgleichung in Zylinderkoordinaten x, r

$$\phi_{rr} + \frac{1}{r} \phi_r - (Ma^2 - 1) \cdot \phi_{xx} = 0$$

Lösung durch Störpotential

$$\phi = - \int_0^{x-\alpha t} \frac{f(\xi) d\xi}{(x-\xi)^2 - \alpha^2 t^2}$$

$$\alpha^2 = Ma^2 - 1$$

Drucksprung in großer Entfernung nach WHITHAM

$$\frac{\Delta p}{p_\infty} = \frac{2^{1/4} \cdot k}{(k+1)^{1/2}} \cdot \frac{(Ma^2 - 1)^{1/8}}{H^{3/4}} \left[\int_0^{\xi_0} F(\xi) d\xi \right]^{1/2}$$

$$k = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$$

$r \Rightarrow H$
Flughöhe

Rumpf-
äquivalenter
Rotationskörper

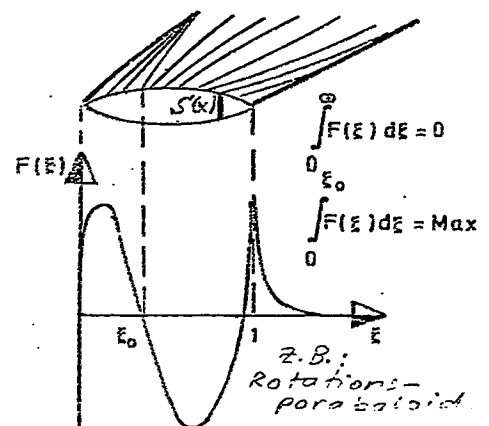
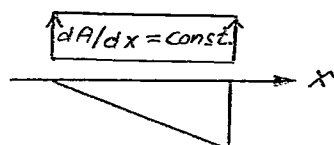
$$F(\xi) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\xi} \frac{S''(\xi)}{\sqrt{\xi - \xi'}} d\xi ;$$

S' : Verlauf der Querschnittsfläche

Flügel-
Auftriebsstückenverteilung

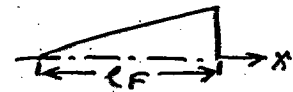
$$F(\xi) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\xi} \frac{\sqrt{Ma^2 - 1}}{k Ma^2} \frac{dA}{dx} \frac{d\xi}{\sqrt{\xi - \xi'}}$$

z. B.
Deltaflügel

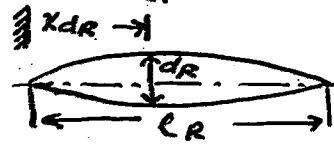


Gleichung für den Schalldruck einer Kombination

aus Flügel : $\frac{dA}{dx} = 0 : A(x) = \text{const.}$



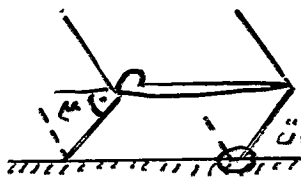
und Rumpf : Rotationsparaboloid



Abnahme mit der Flughöhe

$$\Delta p_K = \sqrt{p_H \cdot p_0} \cdot K_R \cdot (Ma^2 - 1)^{1/8} \cdot \left[K_V^2 \left(\frac{d_R}{l_R} \right)^2 \cdot \left(\frac{l_R}{H} \right)^{3/2} + K_A^2 \cdot \frac{(Ma^2 - 1)^{7/2}}{Ma^2} \cdot \frac{m \cdot g}{p_H \cdot l_F^2} \cdot \left(\frac{l_F}{H} \right)^{3/2} \right]^{1/2}$$

(PIETRASS/KLOSTER)



$$\sin \mu = \frac{1}{Ma}$$

$$= \frac{m \cdot g}{p_H \cdot S} \cdot \frac{\Delta A}{4}$$

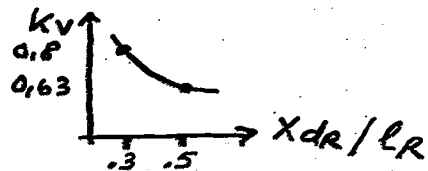
↑
Flächenbelastung

←
Streckung Delta-F

$K_R < 2$ z.B. 1,9 oder $K_R = 1 + \frac{1}{Ma}$ Reflexionsfaktor

$K_A \approx 0,6 \approx \text{const.}$ Faktor für real. Auftriebsverteilung

$K_V \approx 0,8$ für $x_{dR} \approx 0,2$



Ma : Machzahl

H : Flughöhe in [m]

p_H : Luftdruck in Flughöhe in [Pa]

$p_0 = 101325 \text{ [Pa]} (ISA, SL)$ oder aktueller

d_R : Rumpfdurchmesser (dickster) in [m]

l_R : Rumpflänge bzw. Flugzeuglänge in [m]

l_F : Flügeltiefe innen für $\frac{A}{l_F} = \text{const.}$ in $\left[\frac{N}{m} \right]$

$m \cdot g$: Fluggewicht in [N] stationär horizontal $m \cdot g = A$

Verstärkung bzw. Verminderung bei instationären Flugmanövern bzw. auch durch günstiges und ungünstiges Zusammenwirken der Einzelstörungen am Flugzeug Rumpf - Flügel - Leitwerk - Ecken...

Fokussierung: $\Delta p_{\max} = 300 \dots 750 \text{ Pa}$ (Gebäude schäden)

$\Delta p = 50 \text{ Pa}$: erträglich

$\Delta p \geq 100 \text{ Pa}$: Fensterscheibenbruch möglich

nach PIETRASS

$\Delta p \left[\frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \right]$ $\approx 10 \left[\text{Pa} \right]$	Schäden	vergleichbare Geräusche
1000 ÷ 500	Schäden an primären Strukturen bei Explosionswellen	Kanonenschuß in unmittelbarer Nähe
500 ÷ 50	Sichere Zerstörung kleiner Fenster	
50 ÷ 15	Verbreitete Fenster und Putzschäden, Rißausbreitung in Decken u. Wänden	
15 ÷ 10	Fenster und Putzschäden in Einzelfällen	naher Donner
10	keine Schäden	entfernter Donner

$$L = 20 \cdot \log \frac{\Delta p \left[\text{Pa} \right]}{p_0 \left[\text{Pa} \right]} = 20 \cdot \log \frac{I \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right]}{I_0 \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right]}$$

Schalldruck Schallintensität
 $p_0 = 20 \cdot 10^{-6} \left[\text{Pa} \right]$ $I_0 = 10^{-12} \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right]$
 Wahrnehmungsgrenze

$\Delta p \left[\text{Pa} \right]$	$20 \cdot 10^{-6}$	1	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120
$L \left[\text{dB} \right]$	0	94	114	120	124	126	128	130	131	132	133	134	135	136

gerundete Werte

← -4 dB →

120 dB: vom Gehör kurzzeitig noch toleriertes Geräusch (ohne Schädigung)

nach NIESEL, Prakt. Techn. Akustik

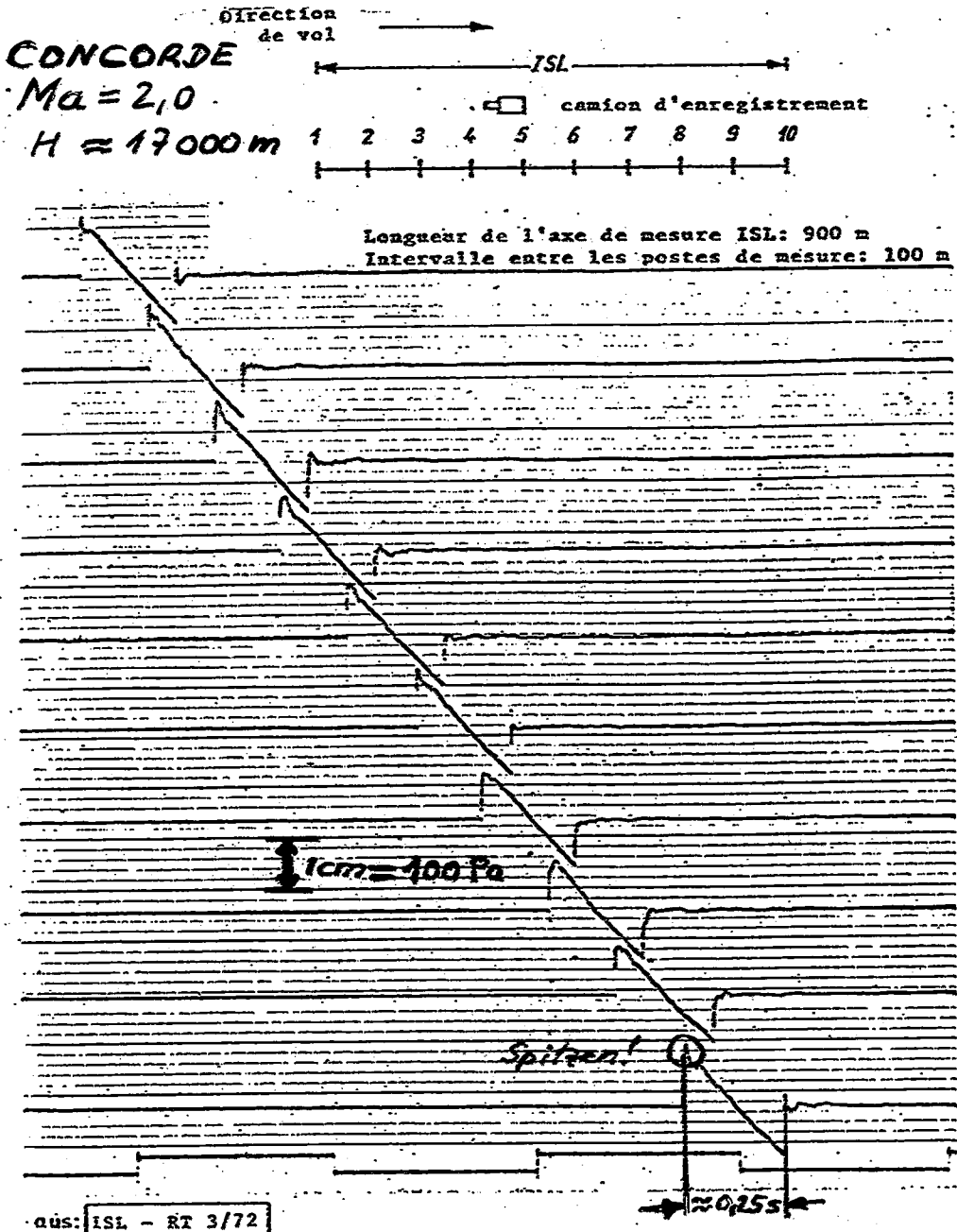
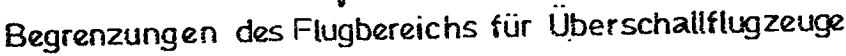


Fig. 5 - Concorde. Bangs soniques enregistrés au cours du vol n°1.
 Abscisse = 130 ms/cm
 Ordonnée = 1 mbar/cm

$1 \text{ mbar} = 10,1972 \text{ kp/m}^2 = 10^2 \text{ Pa}$

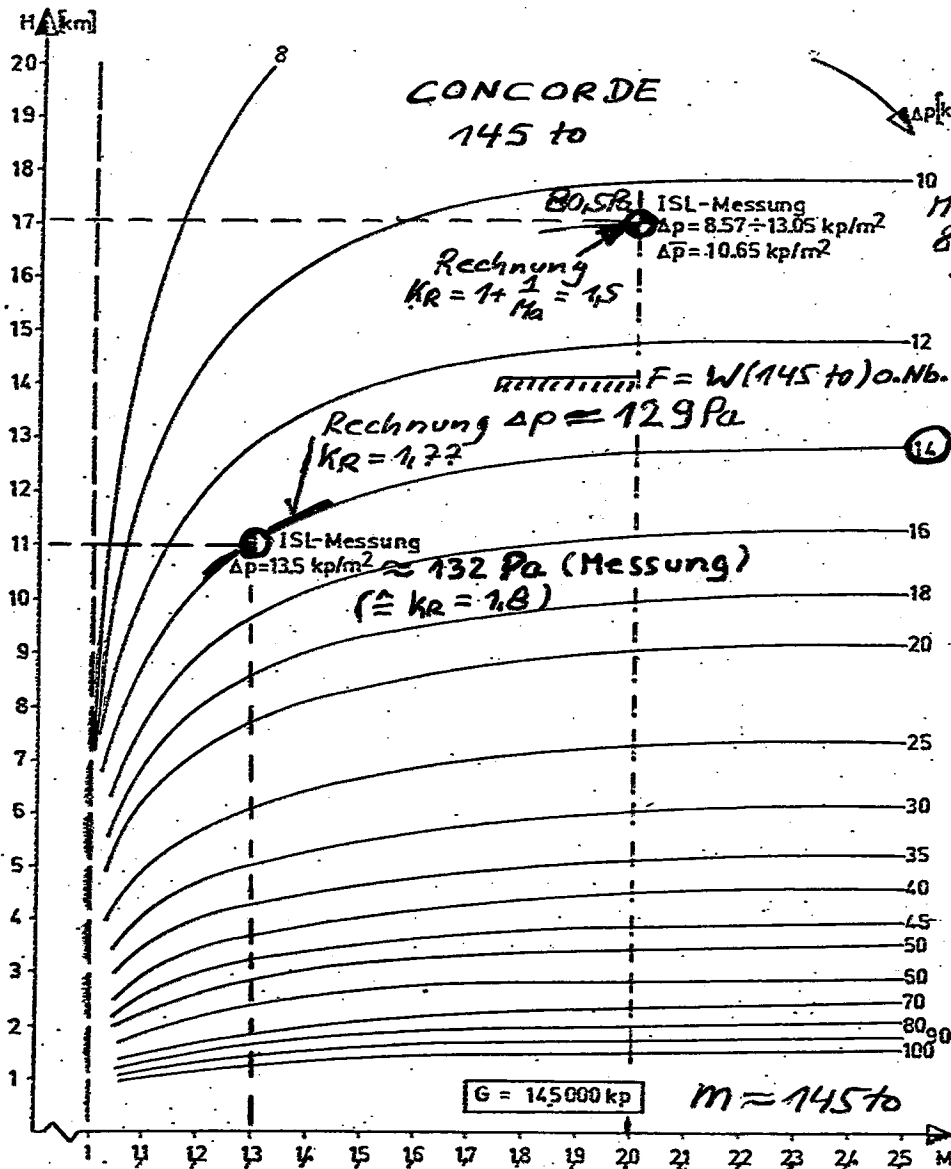


nach PIETRASS 36 WELR 1964

Inland - Operationen
 $8,8 \text{ kPa/m}^2 \hat{=} 86 \text{ Pa}$
 $6,4 \text{ kPa/m}^2 \hat{=} 63 \text{ Pa}$

nach ELBEL Luftfahrttechnik · Raumfahrttechnik 13 (1967) Nr 9

Steig-/Beschl. flug $12,2 \text{ kp/m}^2 \hat{=} 120 \text{ Pa}$
Reise flug $8,3 \text{ kp/m}^2 \hat{=} 81 \text{ Pa}$

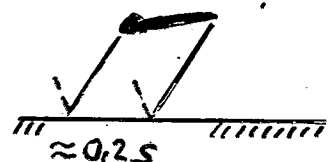


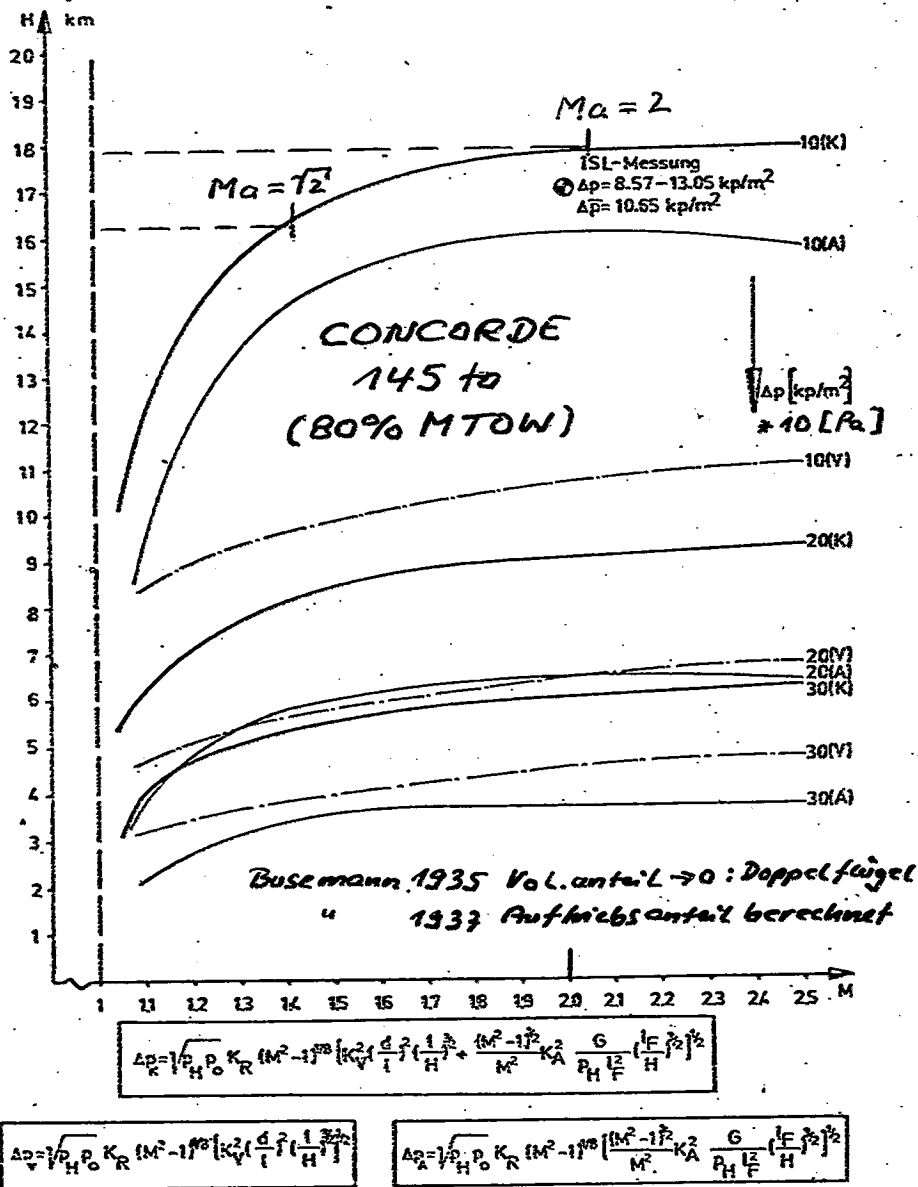
$$\Delta p_R = \sqrt{\rho_H \cdot p_H} \cdot K_R \cdot (M^2 - 1)^{1/2} \left[K_V^2 \left(\frac{d_R}{L_F} \right)^2 \left(\frac{1}{H} \right)^2 + \frac{(M^2 - 1)^2}{M^2} K_A^2 \frac{G}{p_H} \left(\frac{1}{F} \right)^2 \left(\frac{1}{H} \right)^2 \right]^{1/2}$$

Linien konstanten Schalldrucks am Boden im Höhen-Machzahl-Diagramm für das Flugzeugmuster CONCORDE mit der kombinierten Gleichung

Benutzte Näherung für Machzahl-
Abhängigkeit des Reflektionsfaktors

$$K_R = 1 + \sin \mu = 1 + \frac{1}{Ma}$$

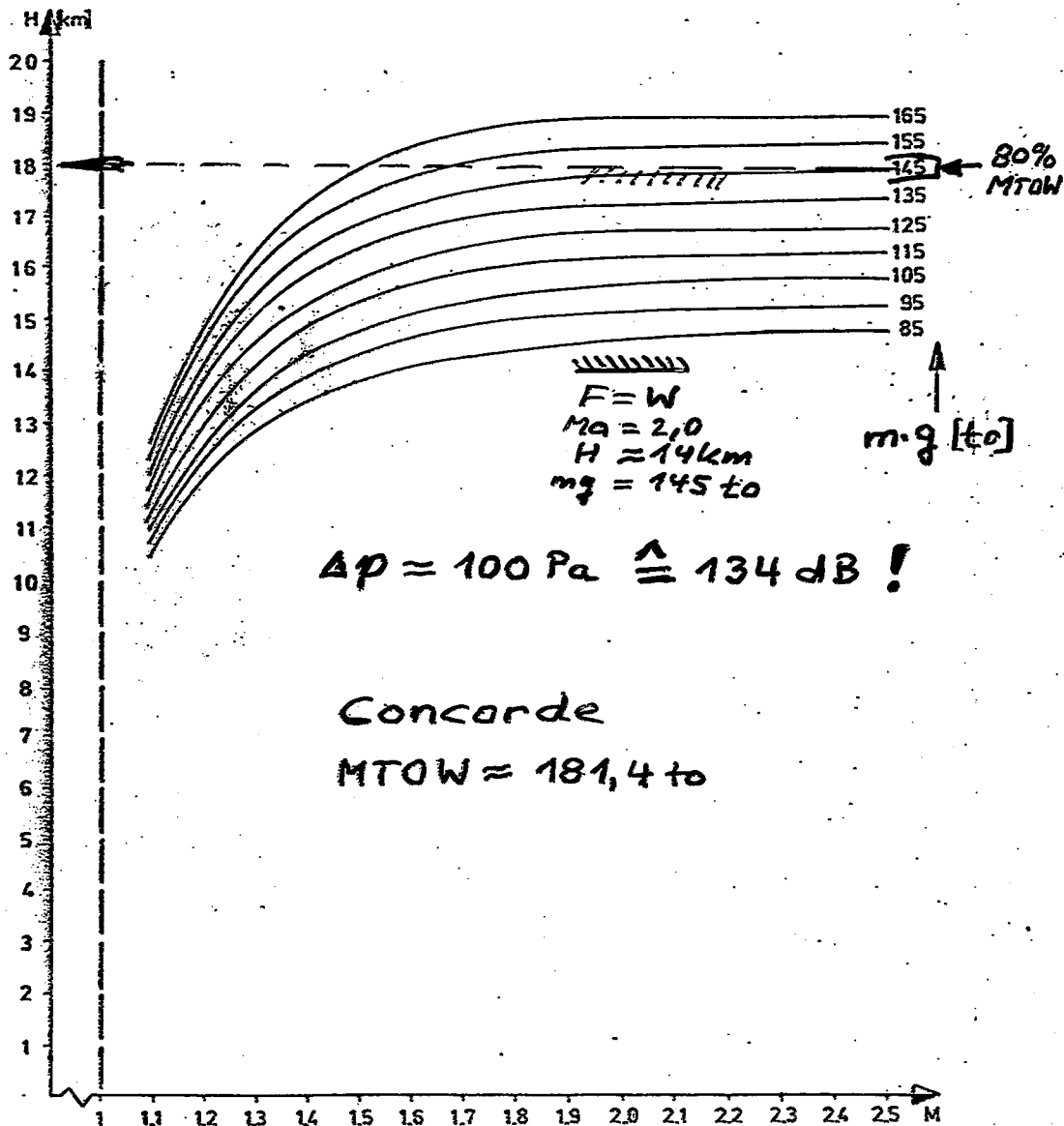




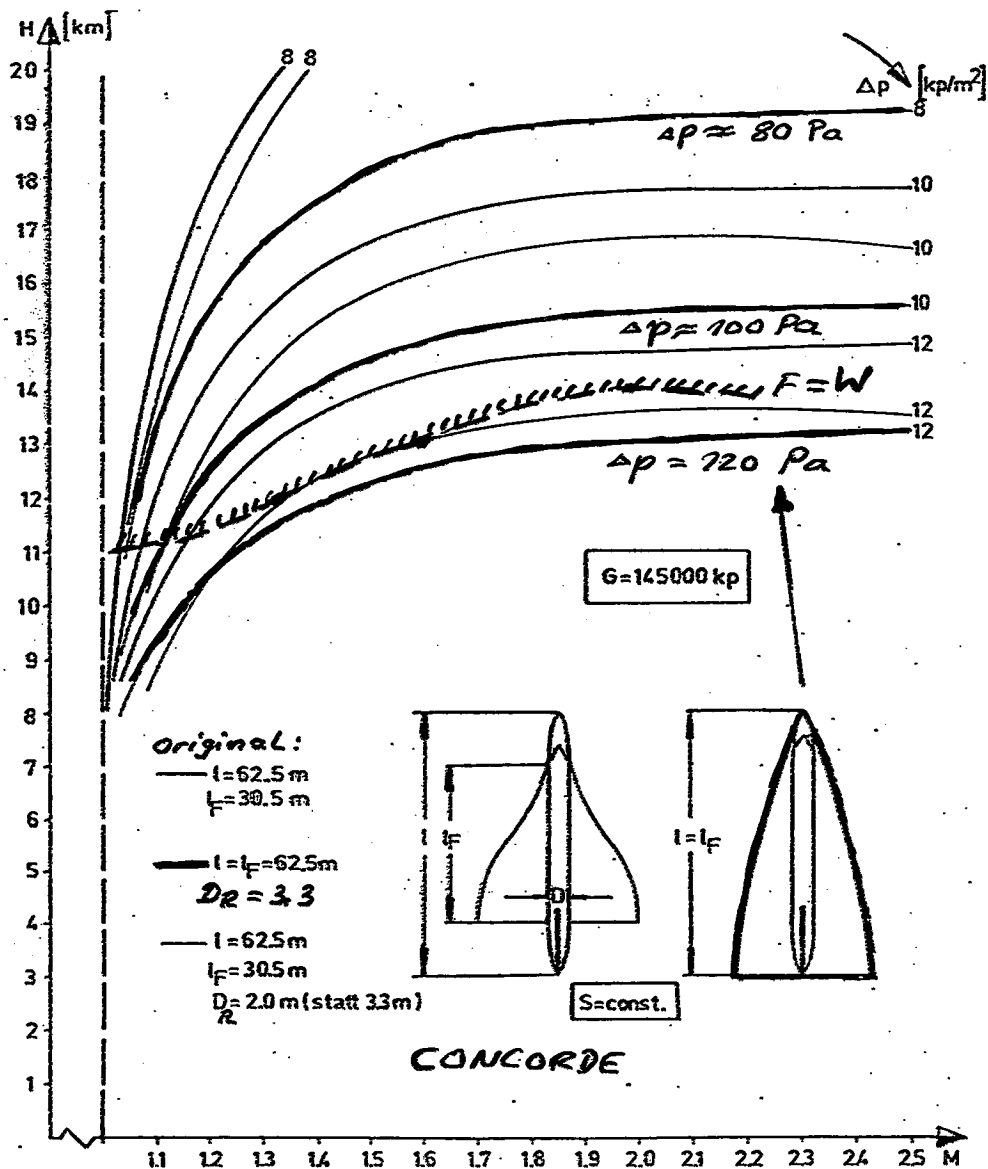
Volumenanteil: Rumpf $\hat{=}$ Rotationsparaboloid mit $\frac{dr}{lr}$

Auftriebsanteil: Auftrieb nach Theorie schlanker Körper für Ogee flügel konstant über der Flügelmittellinie angenommen

$$\frac{dA}{dx} = \frac{m \cdot g}{l_F} = \text{const.}$$

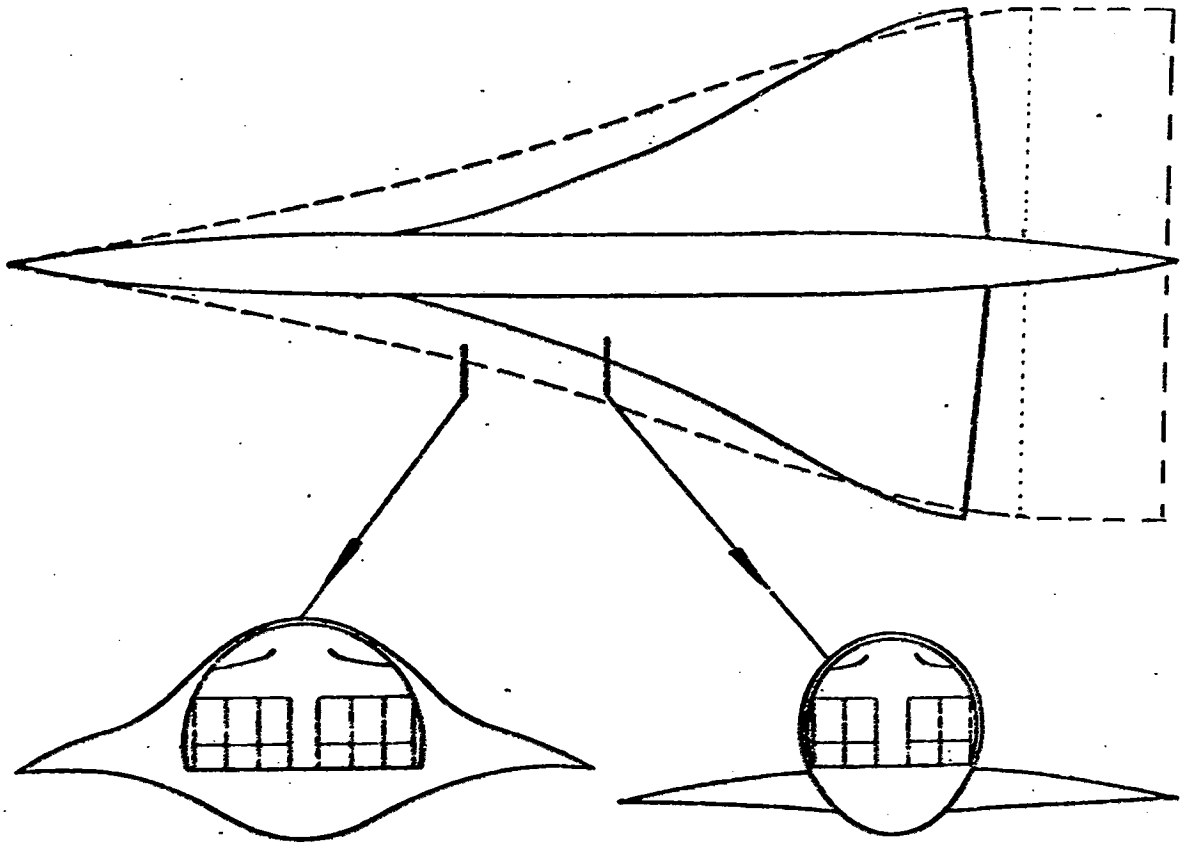


$$\Delta p_K = \sqrt{\frac{p}{p_0}} K_R (M^2 - 1)^{1/8} \left[K_V^2 \left(\frac{d}{l} \right)^2 \left(\frac{1}{H} \right)^{3/2} + \frac{(M^2 - 1)^{3/2}}{M^2} K_A^2 \frac{G}{p_H l_F^2} \left(\frac{l_F}{H} \right)^{3/2} \right]^{1/2}$$



$$\Delta p = \sqrt{p_H p_O} K_R (M^2 - 1)^{1/8} \left[K_V^2 \left(\frac{d}{l} \right)^2 \left(\frac{l}{H} \right)^{3/2} + \frac{(M^2 - 1)^{3/2}}{M^2} K_A^2 \frac{G}{p_H l_E^2} \left(\frac{l}{H} \right)^{3/2} \right]^{1/2}$$

CONCORDE



"Integrated" and discrete wing/body layouts.

nach COURTNEY 3. Royal Aer. Society Vol 68 Sept. 1964

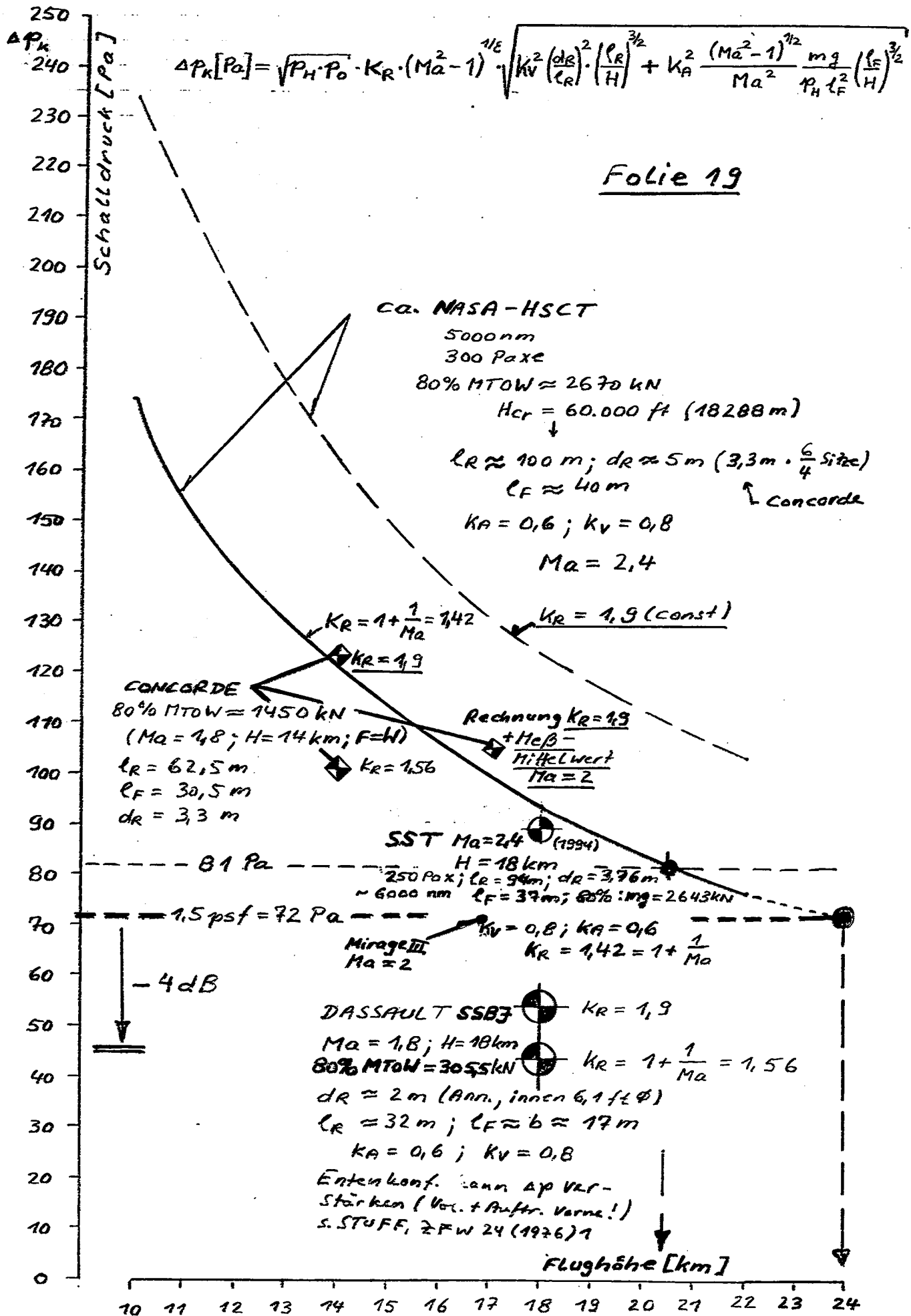
Optimierung nach KANE (siehe STUFF, 2FW 24(1976) Heft 1; 1972
siehe auch SEEBASS (GEORGE: Sonic Boom Minimization, 9. Acoust. Soc. Am.

$Ma = 2,7$

$Ma = 1,5$ (Reisen b. Emin)

Drucksprung Δp	50 Pa *)	25 Pa
Flughöhe H	16,8 km	13,7 km
Fluggewicht	2450 kN	2781 kN
Länge	91,5 m	103,5 m
MTOW	~ 3500 kN	~ 3600 kN
Landegewicht	~ 1900 kN	~ 2000 kN
Passagiere	151 (theor. 210; 7N-Xs groß)	180
Reichweite	3720 nm (~7000 km)	3220 nm (~6000 km)
Startstrecke FAR	6,5 km	4,7 km
(Staupunkttemp.	260°C	41°C)

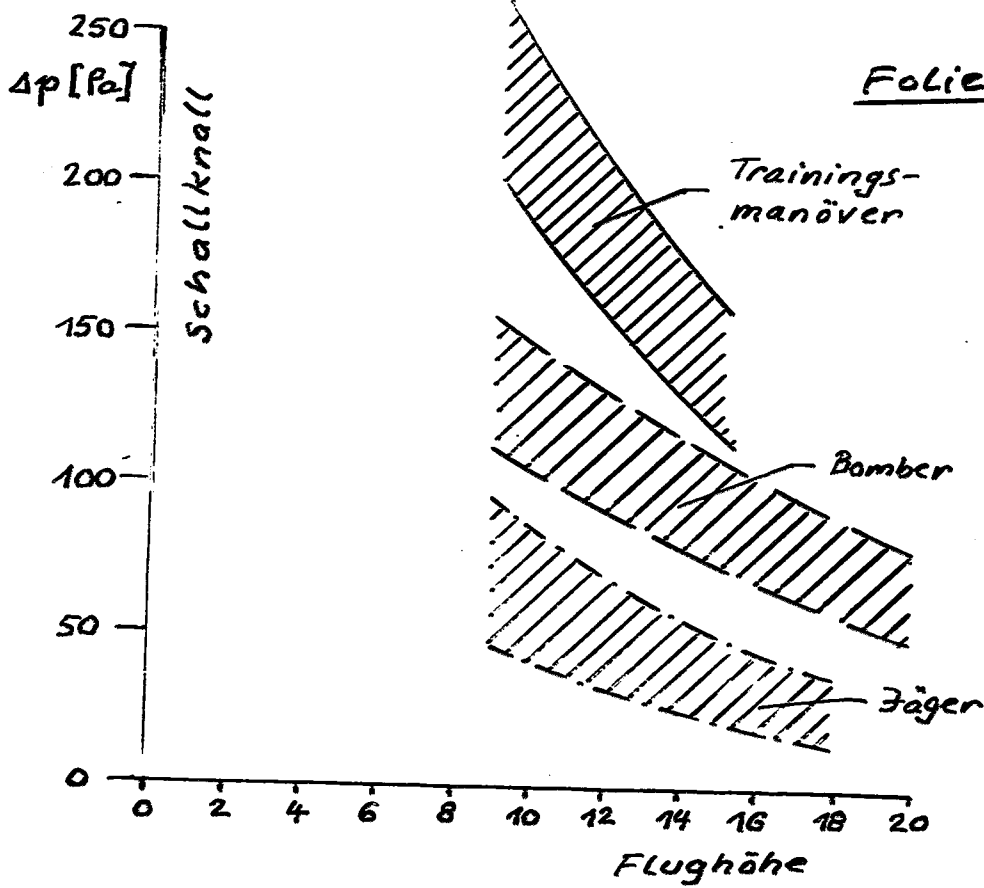
*) S. auch dazu DARDEN/MACK SCAR-conf. 1976 NASA CP-001



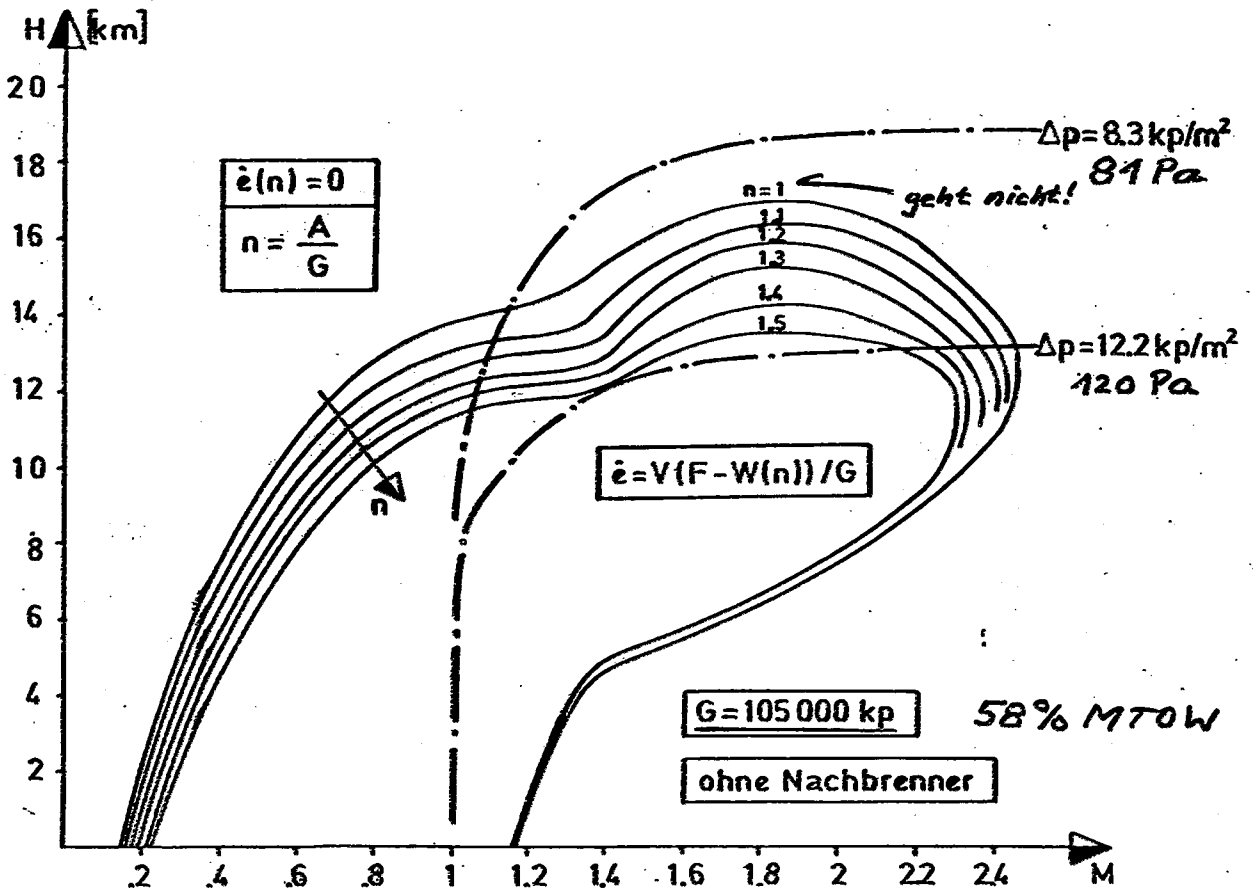
klaster 18.10.98

n. KANE, SEEBASS / GEORGE opt. theor. $\Delta P = 50 \text{ Pa}$ $H \approx 17 \text{ km}$

25 Pa $H \approx 14$
 $Ma \approx 2,7$
 $Ma \approx 2,5$



nach HUBBARD/MAGLIERI, AIAA Paper No. 64548



Leistungsgrenze $\dot{e} = 0$ als Funktion konstanter Lastvielfacher n und Schalldruckgrenzen Δp für den stationären Horizontalflug und den Manöverflug für das Flugzeug CONCORDE

HANFRIED SCHLINGLOFF, FH Regensburg
Das Volksflugzeug: Vision oder Spinnerei?

Das Volksflugzeug: Vision oder Spinnerei?

Prof.Dr.-Ing.Hanfried Schlingloff, Fachhochschule Regensburg

1. Einleitung:

Trotz der unverständlichen Stimmungsmache einiger politischer Gruppierungen gegen die Fliegerei entwickelt sich insbesondere die Verkehrsluftfahrt in rasantem Tempo, verständlich aus technischer Sicht. Dieser Beitrag stellt die Frage zur Diskussion, ob sich aus der heutigen allgemeinen Luftfahrt ("Privatfliegerei") ein Reiseverkehr ähnlichen Ausmaßes wie der private Kraftfahrzeugverkehr entwickeln könnte.

Vergleichend werden die Flugleistungen von Sportflugzeugen, Turboprops, Kurzstrecken- sowie Langstreckenjets gegenübergestellt, dabei wird gezeigt, daß Kleinflugzeuge mit Kolbenmotor gar nicht so schlecht abschneiden. Ausgehend vom heutigen Ist-Zustand der Technik von Kleinflugzeugen (es gibt gute ULs, aber wir fliegen auch mit 40 Jahre alten Cessna's!) wird eine Projektion auf einen technisch möglichen Entwicklungszustand durchgeführt. Dabei wird berücksichtigt:

1. "Volksflugzeug": Energieverbrauch, Transportleistung, Kosten, Einsatzmöglichkeit
2. Sicherheits-Standards (Fallschirm, Notwasserung, Zweimotorigkeit...)
3. Flugführung in extremer Verkehrsdichte, bei schlechter Witterung, keine Sicht...
4. Umweltproblematik (Lärm, Landeplätze nahe Ballungszentren...)
5. Szenario, d.h. notwendige Infrastruktur und notwendige Reglementierung

Zweisitzige Ultraleichtflugzeuge erreichen heute zum Beispiel mit 80 PS Motor eine Reisegeschwindigkeit von 250 km/h, bei einem Verbrauch von 5 bis 5.5 Liter Benzin auf 100 km Luftlinie. Obwohl bei hohen Entwicklungskosten nur etwa 50 Stück eines Musters gefertigt werden, ist der Kaufpreis mit dem eines mittleren Sportwagen vergleichbar (z.B.: 120000 DM). Dieser Beitrag versucht zu überzeugen, daß in einem geeigneten politischen und technischen Umfeld ein gigantischer Markt für ein zwei- oder viersitziges "Volksflugzeug" vorhanden wäre. Es wird dargestellt, welche politischen und technischen Voraussetzungen für die Entwicklung von privatem Flugverkehr in größerem Ausmaße notwendig sind.

2. Szenario:

a.) Volksflugzeug

2-sitzig: Gewicht 250 kg, Zuladung 250 kg, Geschwindigkeit 300 km/h, Verbr. 10 l/h

4-sitzig: Gewicht 600 kg, Zuladung 500 kg, Geschwindigkeit 350 km/h, Verbr. 25 l/h

Preise:	Motorroller (80 kg)	3000.-DM,
	VW (1000 kg)	30000.-DM
	Sportwagen (1000 kg)	100000.- DM
	Kitflugzeug (heute)	150000.- DM

Preis vergleichbar oder geringer als Auto, bei entsprechenden Stückzahlen?

b.) Luftautobahnen

- grossvolumig,
- genau geordneter und reglementierter Verkehr,
- jedes Flugzeug durch Transponder identifiziert,
- Luftstrasse dem Wetter angepasst (d.h. sperrbar oder verlegbar).

c.) Tankstellen

- mit Parkplatz, Start u. Landebahn,
- auf Ozeanen: Flugzeugträger, mit Hotel,
- überall in grosser Zahl, vergleichbar mit den heutigen Tankstellen,
- zu Fuss erreichbar.

d.) Lärmproblematik

- moderne Motoren,
- Landeanflug mit abgestelltem Motor, Start mit Katapult, Piste in Tunnel?

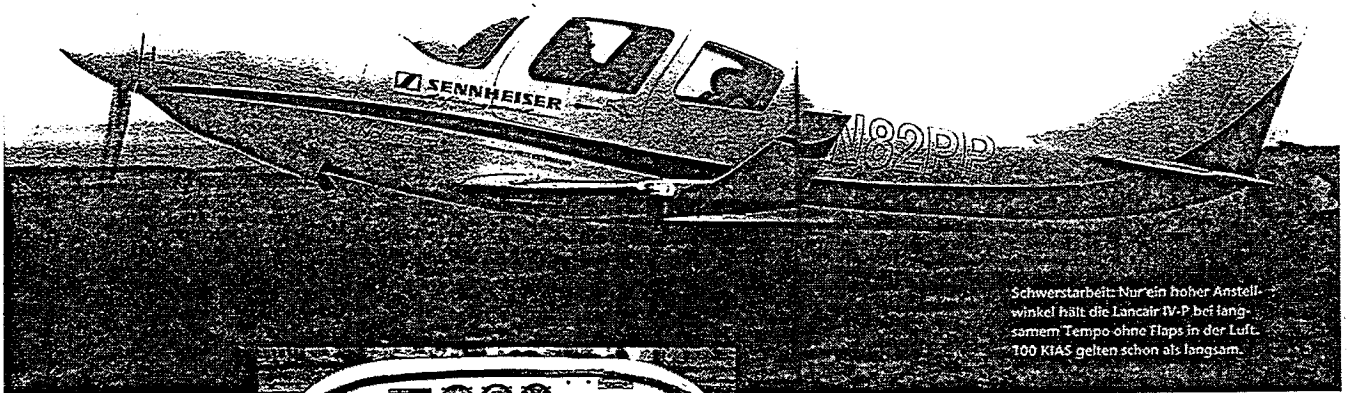
e.) Einsatzmöglichkeit

- Vortrag in Garching von Regensburg aus in 15 Minuten;
- Pendler (Zell am See) erreicht Arbeitsstelle in München in 20 Minuten;
- Familienbesuch in Berlin von Regensburg 1 Stunde ohne Staus;
- Pizza in Korsika: Flugzeit 2 Stunden;
- Lachse angeln in Norwegen: 4 Stunden;
- Badeurlaub in Brasilien oder Thailand: Flugzeit 2-3 Tage;
- Weltumrundung in 4 Wochen, davon 14 Tage Flug.

3. Beispielhafte Experimentals und Ultralights

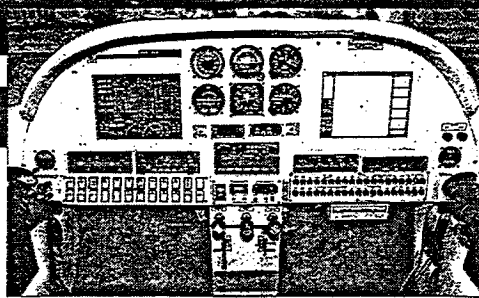
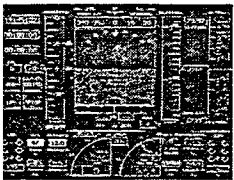
a.) Lancair IV-P

- 4 Personen, 350 PS, 500 km/h, Einziehfahrwerk, Druckbeaufschlagte Kabine,
- Leermasse: 1000 kg, Zuladung: 450 kg, Verbrauch: 98 l/h,
- Start/Landestrecke: 500/600 m.
- Eigenschaften: schwer zu fliegen.



Schwerstarbeit: Nur ein hoher Anstellwinkel hält die Lancair IV-P bei langsamem Tempo ohne Flaps in der Luft. 100 KIAS gelten schon als langsam.

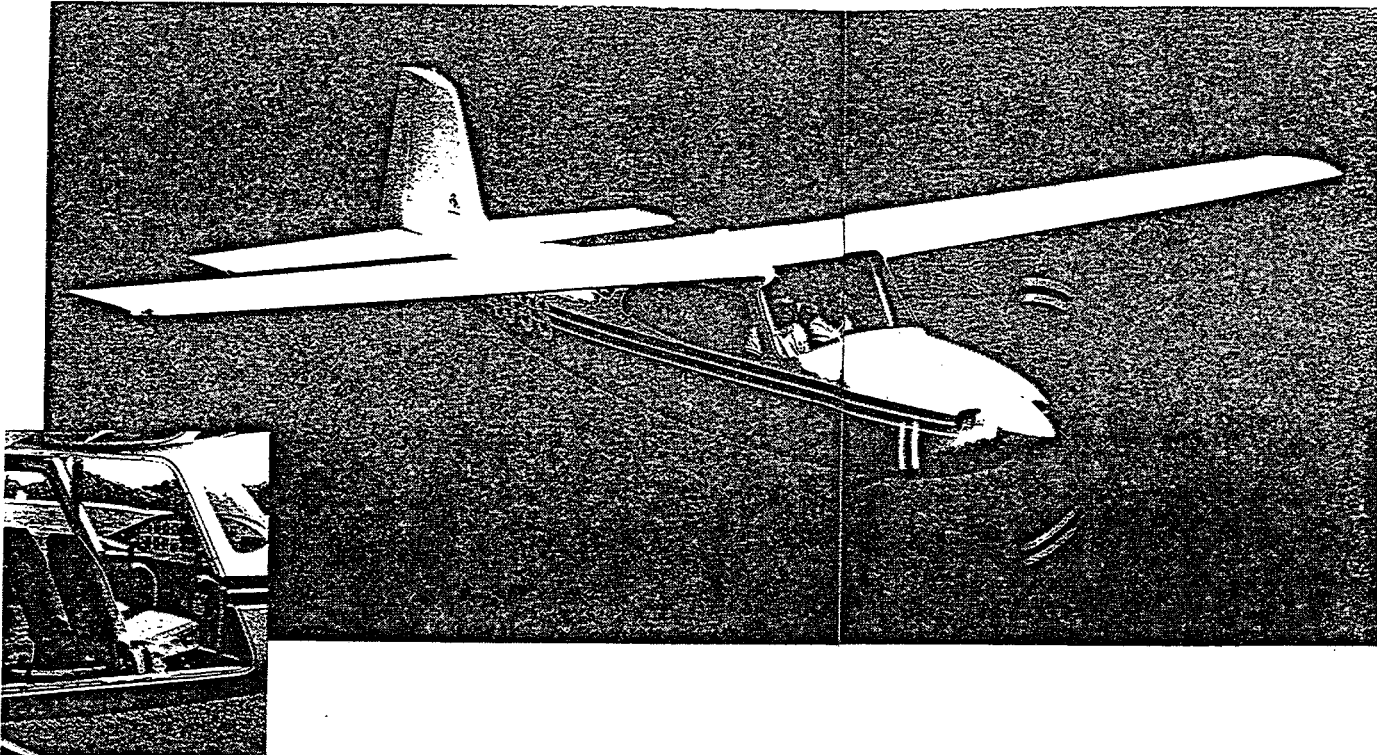
Contis teuerster Kolbenmotor



Von Archangel Avionics stammt das Flight Management System (oben rechts) und das noch nicht sorgenfrei arbeitende EFIS/EICAS.

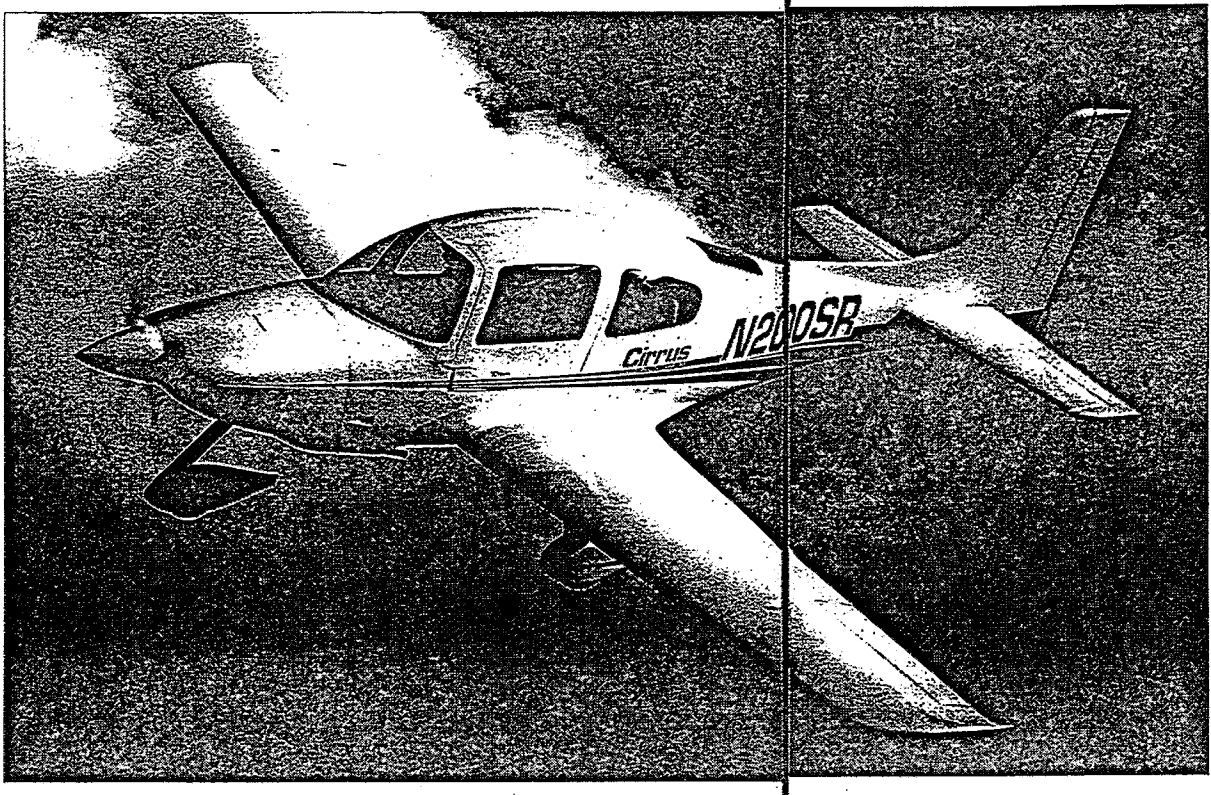
b.) Hollmann Stallion

- 4 Personen, 300 PS, 350 km/h, Einziehfahrwerk, soll Cessna Centurion ersetzen
- Leermasse: 855 kg, Zuladung: 630 kg, Verbrauch: 58 l/h,
- Start/Landestrecke: 372/217 m.
- Eigenschaften: relativ leicht zu fliegen, gute Leistung.



c.) Cirrus SR 20

- 4 Personen, 200 PS, 300 km/h, Festfahrwerk, viel modernes Hai-Tech,
- Leermasse: 812 kg, Zuladung: 496 kg, Verbrauch: 39 l/h,
- Start/Landestrecke: 458/336 m.
- Flugeigenschaften: gutmütig, Sicherheitsflugzeug.



d.) MCR 01

- 2 Personen, 115 PS, 290 km/h, Festfahrwerk,
- Leermasse: 200 kg, Zuladung: 250 kg, Verbrauch: 17 l/h,
- Start/Landestrecke: 190/180 m.
- Flugeigenschaften: Spitzen Ultraleicht, schwierig zu fliegen.



4. Vergleich der Flugleistungen:

Typ	Startmasse [t]	Personen	Geschw. [km/h]	Verbrauch [l/h]	spez. Verbrauch	
					[l/ t km]	[l/ Pers km]
Lancair	1.450	4	500	98	0.135	0.049
Stallion	1.485	4	350	58	0.112	0.041
Cirrus	1.308	4	300	39	0.099	0.032
MCR 01	0.450	2	290	17	0.130	0.029
C 172	1.089	4	205	35	0.158	0.043
C 210	1.814	6	335	72	0.118	0.035
PA 46	1.950	6	400	77	0.099	0.032
B 737-200	58.1	139	925	3600	0.067	0.028
A 321	82.2	211	900	2750	0.037	0.015
B 747	394.6	516	925	16000	0.044	0.034
A 340	253.5	309	900	7000	0.031	0.025
Concorde	185.0	106	2000	25000	0.067	0.118
Dornier 228	6.4	21	400	300	0.117	0.036
Kingair 300	5.7	8	473	462	0.172	0.122
Learjet	9.5	10	890	600	0.071	0.067
VW-Golf	1.8	4	120	6	0.028	0.013
Roller 50		2	50	1.75		0.017
Triebwagen 86	67	145	120	123	0.015	0.007

Was lässt sich aus der Tabelle ablesen? Es zeigt der Vergleich moderer Kleinflugzeuge mit

- "veralteten" Kleinflugzeugen: Die "moderenen" Motoren sind immer noch veraltete Technik.
- Kurzstreckenjets: Jets sind im Personentransport überlegen, besonders Airbus, weniger Boeing.
- Langstreckenjets: Spez. Verbrauch vergleichbar, Langstreckenjets transportieren sehr viel Treibstoff.
- Concorde: Da kann man mal sehen, wieviel Treibstoffverbrauch doch so akzeptiert wird.
- Do 228: Obwohl sehr gutes Commuterflugzeug: "Luftomnibus" für 18 Passagiere wird nicht besser.
- Kingair: Spez. Verbrauch so hoch wie Concorde. Sozusagen "overpowered".
- Learjet: Spez. Verbrauch doppelt so gut wie Kingair, Nachteil nur längere Piste.
- Auto/Motorrad: Sehr sparsame Autos sind etwa doppelt so gut, wenn man Luftlinie rechnet.
- Bahn/Bus: Vielleicht haben die Grünen doch recht.

5. Sicherheitsaspekte:

Unfallstatistik beweist: Kleinflugzeuge unter Instrumentenwetterbedingungen sind nicht sicher, auch dann nicht, wenn Flugzeug und Pilot IFR können. Warum:

- a.) Pilotenüberlastung
(nur ein Pilot, Nav., Kom. und Lageregelung, oft unbekannte Strecke;
- b.) Man verlässt sich absolut auf einzelne Systeme;
- c.) Vereisung.

Wie kriegen wir das Volksflugzeug sicher?

- a.) Vollständig automatische Steuerung?
Eventuell immer synthetische Sicht?
(Position und Lage über Satellit)
- b.) Wichtige Subsysteme redundant; Rettungsfallschirm;
für Notwasserung Kabine durch Ausschäumen unsinkbar machen.
- c.) Enteisungsanlage, oder Gebiete mit Vereisung sperren?

Fazit: Ganz sicher werden wir es wohl nicht kriegen! Wieviele Verkehrstote werden beim Autoverkehr heute "akzeptiert"?

6. Fazit:

a.) Volksflugzeug

- ist technisch möglich,
- Verbrauchswerte akzeptierbar (vergleichbar mit KFZ),
- Nutzungsmöglichkeiten fantastisch.

b.) Privater Flugverkehr entwickelt sich nicht von selber, weil

- Sicherheitsproblematik besteht (Wetter!),
- geringe Stückzahlen Flugzeuge teuer machen,
- und nur geringen Entwicklungsaufwand erlauben (schlechte Flugzeuge),
- man sich als PPL Inhaber wie Holigan fühlt,
- ein Gesetzesdickicht besteht, in dem Sicherheit durch Qualifikation und nicht durch Qualität erreicht werden soll.

c.) Was kann getan werden?

- Mehr Sicherheit durch verbesserte Flugführungselektronik,
- Gesetzesdickicht zur Weiterentwicklung von Kleinflugzeugen lockern,
- Forschungsförderung auf diesem Gebiet,
- Öffentlichkeitsarbeit: Die Zukunft der menschlichen Fortbewegung liegt vielleicht in der Luft.



Tagungsband zum Workshop

Bewertung von Flugzeugen

DOC, LCC, Kommunalität, Reichweitenflexibilität – Wie lautet die neue Formel der Flugzeugbewertung?

Workshop, DGLR-Fachbereich S2 Luftfahrtsysteme (alter Namen des DGLR-Fachbereichs)

TU München, Fakultät Maschinenwesen, Garching 26./27. Oktober 1998

TAGUNGSBAND (DGLR-Bericht 1998-10)			
Autor(en)	Thema	Download	Größe
Dieter Schmitt	Deckblatt, Impressum, Inhalt und Vorwort		142K
Frank Meller, Peter Jost	Key buying factors and added value - a new approach to aircraft evaluation		697K
HansPeter Gfell	Bewertung von Regionalflugzeugen bei Fairchild/Dornier		2.6M
Guo Chen, Han Yingming, Hans-Gustav Nüsser, Dieter Wilken	A Method of Evaluating Civil Aircraft Market Adequacy		1.7M
Hans Schnieder	Methode zur Bewertung von Projekten und Technologien		1.5M
Dieter Scholz	DOCsys - Eine Methode zur Bewertung von Flugzeugsystemen		205K
Haluk Taysi	Flugzeugbewertung in der Zeit der Allianzen, der Mega-Verkäufe und des Herstellerduopols		677K
Jürgen Thorbeck	Flugzeugbewertung in einer Luftverkehrsgesellschaft		1.1M
Ludwig Erlebach	Kriterien für die Auswahl moderner Flugzeuge		1.6M
Martin Kraus	Kommunalitätsaspekte bei Hochleistungsflugzeugen		710K
Georges Bridel	AT2000 CostAspects (ohne schriftliche Ausarbeitung)	-	-

Franz Buckl	Die neue Generation von Luftstrahltriebwerken - Potentiale & Anwendung (ohne schriftliche Ausarbeitung)	-	-
Manfred Kloster	Die Bewertung künftiger Überschall-Verkehrsflugzeuge (SST) mittels des Schallknall-Kriteriums		2.1M
Hanfried Schlingloff	Das Volksflugzeug: Vision oder Spinnerei?		1.0M

SCHOLZ, Dieter, SCHMITT, Dieter (Hrsg.), 1998. [Bewertung von Flugzeugen : DOC, LCC, Kommunalität, Reichweitenflexibilität – Wie lautet die neue Formel der Flugzeugbewertung?](#) Workshop, DGLR-Fachbereich S2 Luftfahrtsysteme (TU München, Fakultät Maschinenwesen, Garching, 26./27. Oktober 1998). Verfügbar unter: <https://doi.org/10.48441/4427.2726>.

Der Tagungsband im WWW

<https://purl.org/dglr/bericht1998-10>

<https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/bericht1098/Bericht1098.html>

<https://web.archive.org/web/20250812202907/https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/bericht1098/Bericht1098.html>



Workshop

DGLR-Fachausschuß S2 Luftfahrtssysteme

Bewertung von Flugzeugen

DOC, LCC, Kommunalität, Reichweitenflexibilität etc.
Wie lautet die neue Formel der Flugzeugbewertung?

Tagungsband

TU München – Fakultät Maschinenwesen
Garching, 26./27. Oktober 1998